Aeroklub PRL

SZKOLENIE SAMOLOTOWE

A. Abłamowicz
W. Nowakowski

# Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu

A. ABŁAMOWICZ, W. NOWAKOWSKI

Szkolenie samolotowe

# PODSTAWY AERODYNAMIKI I MECHANIKI LOTU

Wydawnictwa
Komunikacji i Łączności
Warszawa 1980

Autorzy:
inż. pil. dośw. ANDRZEJ ABŁAMOWICZ,
mgr inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
Okładkę projektował
TYTUS WALCZAK
Układ typograficzny wnętrza
TADEUSZ PIETRZYK

797.55
Podstawowe zagadnienia związane z mechaniką lotu samolotu, opis zjawisk aerodynamicznych wpływających na zachowanie się samolotu w powietrzu. Zachowanie się samolotu w różnych rodzajach lotu i na poszczególnych etapach startu i lądowania. Cechy szczególne mechaniki lotu samolotów wielosilnikowych i odrzutowych.
Odbiorcy: kandydaci na pilotów samolotów sportowych oraz lotnictwa gospodarczego i komunikacyjnego, instruktorzy samolotowi.

ISBN 83-206-0054-5

© Copyright by
Wydawnictwa Komunikacji i Łączności
Warszawa 1980

Redaktor
TERESA DRZAL
Redaktor techniczny
LEOKADIA ZWOLAKOWSKA
Korekta
ZESPÓŁ

## Spis treści

Wykaz oznaczeń /7

Rozdział 1

PODSTAWOWE WIADOMOŚCI Z MECHANIKI strona 9

1.1. Wektory i ich składanie /9
1.2. Podstawowe funkcje trygonometryczne /13
1.3. Zasady Newtona — wiadomości o ruchu /15
1.4. Ruch obrotowy, moment siły, para sił /17
1.5. Praca, moc, energia /19

Rozdział 2

KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE, GEOMETRIA PROFILU, KĄT NATARCIA, OBRYS SKRZYDŁA strona 20

2.1. Kształty aerodynamiczne /20
2.2. Geometria profilu skrzydła /21
2.3. Kąt natarcia /23
2.4. Obrys skrzydła /23

Rozdział 3

SIŁY AERODYNAMICZNE strona 25

3.1. Równanie Bernoulliego /25
3.2. Mechanizm powstawania siły nośnej /28

3.3. Mechanizm powstawania oporu /31
3.4. Zależność współczynnika oporu i siły nośnej od kąta natarcia /40

Rozdział 4

URZĄDZENIA AERODYNAMICZNE strona 42

4.1. Stery /42
4.2. Urządzenia odciążające układ sterowania /47
4.3. Urządzenia powiększające siłę nośną /49

Rozdział 5

BIEGUNOWA AERODYNAMICZNA strona 53

5.1. Biegunowa profilu /53
5.2. Biegunowa skrzydła i samolotu /53

Rozdział 6

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SAMOLOT W USTALONYM LOCIE PROSTOLINIOWYM strona 57

6.1. Lot ślizgowy /57
6.2. Lot poziomy /59
6.3. Lot wznoszący /60
6.4. Lot odwrócony /61
6.5. Lot nurkowy /62
6.6. Zakręt /65

Rozdział 7

MOC POTRZEBNA DO LOTU strona 69

7.1. Biegunowa prędkości samolotu /69
7.2. Moc potrzebna do lotu poziomego /70
7.3. Moc potrzebna do lotu odwróconego /72
7.4. Moc potrzebna do wykonywania zakrętu /73

Rozdział 8

WPŁYW WYSOKOŚCI NA PRĘDKOŚĆ I WZNOSZENIE SAMOLOTU strona 74

8.1. Lot poziomy /74
8.2. Lot wznoszący /77

Rozdział 9

WPŁYW OBCIĄŻENIA JEDNOSTKOWEGO POWIERZCHNI I MOCY NA WŁASNOŚCI SAMOLOTU strona 79

Rozdział 10

START I LĄDOWANIE SAMOLOTU strona 81

10.1. Start /81
10.2. Lądowanie /86

Rozdział 11

ZESPÓŁ NAPĘDOWY strona 88

11.1. Podstawowe wiadomości o śmigle /88
11.2. Współczynnik sprawności śmigła /97
11.3. Skok śmigła /99
11.4. Śmigło przestawialne /100
11.5. Moc rozporządzalna ZSS /105
11.6. Oddziaływanie ZSS na samolot /108
11.7. Awaria zespołu napędowego /112
11.8. Zużycie paliwa /115

Rozdział 12

OSIĄGI SAMOLOTU strona 116

12.1. Ogólne wiadomości o osiągach samolotu /116
12.2. Start /118
12.3. Wznoszenie /122
12.4. Lądowanie /125
12.5. Zasięg i długotrwałość lotu /127

Rozdział 13

W ASNOŚCI LOTNE strona 130

13.1. Pojęcia podstawowe /130
13.2. Stateczność /131
13.3. Sterowność /146
13.4. Zdolność do wyważania /149
13.5. Przeciągnięcie /150
13.6. Korkociąg /153
13.7. Akrobacja /157

Rozdział 14

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU strona 168

14.1. Ograniczenia prędkości /168
14.2. Ograniczenia przeciążeń /169
14.3. Ograniczenia ciężaru i położenia środka ciężkości /170

Rozdział 15

## UŻYTKOWANIE SAMOLOTU W WARUNKACH SPECYFICZNYCH

strona 173

15.1. Wpływ prądów pionowych powietrza na ruch samolotu /173
15.2. Loty w warunkach obladzania /177
15.3. Podstawowe wiadomości o holowaniu szybowca /178
15.4. Niektóre aspekty lotów na samolotach rolniczych /181
15.5. Loty z prędkościami przy- i naddźwiękowymi /186

$b$ — rozpiętość skrzydeł
$c$ — cięciwa profilu, współczynnik siły aerodynamicznej
$c_x$ — współczynnik oporu
$c_z$ — współczynnik siły nośnej
$d$ — doskonałość aerodynamiczna
$f$ — strzałka profilu, współczynnik tarcia
$F$ — siła tarcia
$g$ — przyspieszenie ziemskie, grubość profilu
$h$ — wysokość lotu
$M$ — moment pochylający
$Ma$ — liczba Macha
$n$ — współczynnik przeciążenia, prędkość obrotowa
$N$ — moc zespołu napędowego, moment pochylający
$P$ — siła aerodynamiczna
$L_d$ — długość dobiegu
$L_r$ — długość rozbiegu
$L_s$ — długość startu
$L_w$ — długość wytrzymania
$L_{\text{ląd}}$ — długość lądowania
$P_x$ — opór
$P_z$ — siła nośna
$P_H$ — siła aerodynamiczna na usterzeniu wysokości
$Q$ — ciężar
$R$ — siła nacisku na nawierzchnię lotniska
$S$ — powierzchnia skrzydła
$T$ — ciąg śmigła
$u$ — prędkość obwodowa śmigła
$w$ — prędkość opadania, prędkość pionowa nadmuchu
$v$ — prędkość lotu w m/s
$V$ — prędkość lotu w km/h
$V_{AT}$ — prędkość progowa
$V_{ASIR}$ — prędkość odczytana

$V_{EAS}$ — prędkość przyrządowa poprawiona
$V_{IAS}$ — prędkość przyrządowa
$V_{LOF}$ — prędkość oderwania
$V_{MC}$ — minimalna prędkość sterowania
$V_S$ — prędkość przeciągnięcia
$V_{SO}$ — prędkość przeciągnięcia w konfiguracji lądowania
$x$ — odległość środka ciężkości od punktu neutralnego
$\alpha$ — kąt natarcia
$\alpha_{kr}$ — krytyczny kąt natarcia
$\alpha_{opt}$ — optymalny kąt natarcia
$\beta$ — kąt ustawienia łopaty śmigła
$\gamma$ — kąt toru lotu względem ziemi
$\eta$ — współczynnik sprawności śmigła
$\varphi$ — kąt przechylenia
$\lambda$ — wydłużenie skrzydła, posuw śmigła
$\varrho$ — gęstość powietrza
$\vartheta$ — kąt pochylenia samolotu

Rozdział 1

# PODSTAWOWE WIADOMOŚCI Z MECHANIKI

## 1.1 WEKTORY I ICH SKŁADANIE

Mechaniką nazywamy naukę zajmującą się badaniem ruchu ciał w przestrzeni i czasie oraz analizą sił jako przyczyn tego ruchu.

Mechanika lotu samolotów zajmuje się ruchem płatowca w atmosferze ziemskiej. Na poruszający się w atmosferze płatowiec działają siły, zwane siłami aerodynamicznymi (p. rozdz. 3).

Aerodynamika formułuje prawa rządzące siłami aerodynamicznymi.

Wielkości spotykane w mechanice można ogólnie podzielić na:

— skalary, które mogą być jednoznacznie określone za pomocą wartości liczbowej i nie wymagają określenia kierunku w przestrzeni; wielkościami takimi są np.: masa powierzchnia, moc itp.,

— wektory, których jednoznaczne określenie wymaga zarówno określenia ich liczbowej wartości, jak i kierunku w przestrzeni; wielkościami takimi są np.: siła, prędkość, przyspieszenie itp.

Wektory przedstawiamy najczęściej za pomocą odcinka prostej ze strzałką, przy czym:

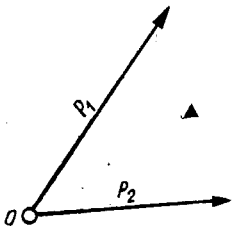
— długość odcinka wyobraża w umownej skali wartość liczbową danej wielkości wektorowej,

— położenie prostej w przestrzeni i strzałka określają kierunek oraz tzw. zwrot wektora,

— umowne oznaczenie literowe obok wektora informuje, jaką wielkość on przedstawia, np.: $Q$ może oznaczać ciężar, $P$ — siłę zewnętrzną, $v$ — prędkość itd.

W naszych dalszych rozważaniach z mechaniki lotu będziemy najczęściej mieli do czynienia z tzw. wektorami zbieżnymi, to znaczy wektorami, których linie działania przecinają się w jednym punkcie, jak na przykład na rysunku 1.1, przedstawiającym dwie siły, $P_1$ oraz $P_2$, wychodzące ze wspólnego dla obu punktu 0.

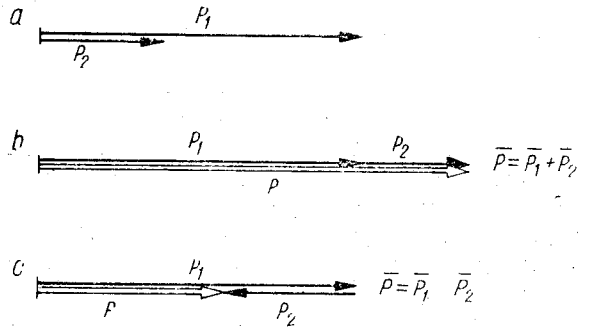
Najprostszymi działaniami na wektorach jest ich dodawanie i odejmowanie. W przypadku wektorów zbieżnych, działających wzdłuż jednej prostej, jak na rysunku 1.2*a*, dodanie wektorów $P_1$ oraz $P_2$ polega na „przedłu-




*1.1 Przykład wektorów zbieżnych*

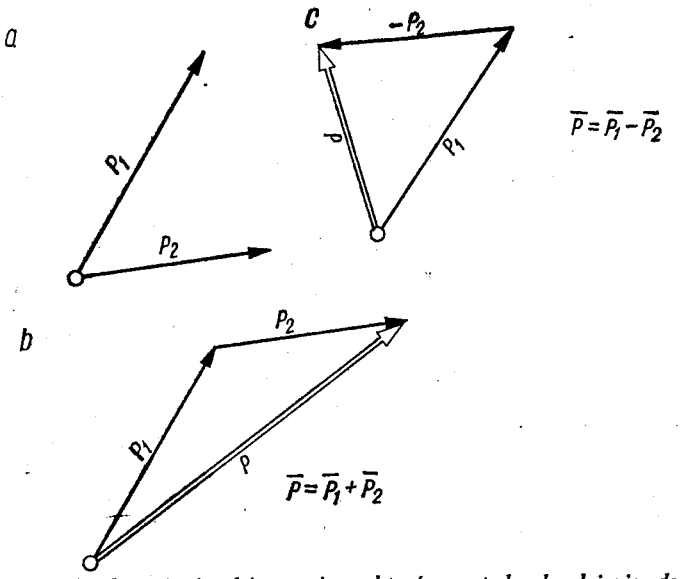
żeniu" wektora $P_1$ wektorem $P_2$; otrzymujemy w sumie wypadkowy wektor $P$, pokazany na rysunku 1.2*b*. Odjęcie natomiast wektora $P_2$ od wektora $P_1$ polega na „skróceniu" wektora $P_1$ o wektor $P_2$; otrzymujemy odpowiedni wektor wypadkowy $P$, pokazany na rysunku 1.2*c*.

W przypadku wektorów zbieżnych, ale nie działających wzdłuż jednej prostej (rys. 1.3*a*), wektory dodajemy oraz odejmujemy tak jak pokazano to na rysunkach 1.2*b* i 1.2*c*, zachowując jedynie ściśle kierunki wektorów składowych.

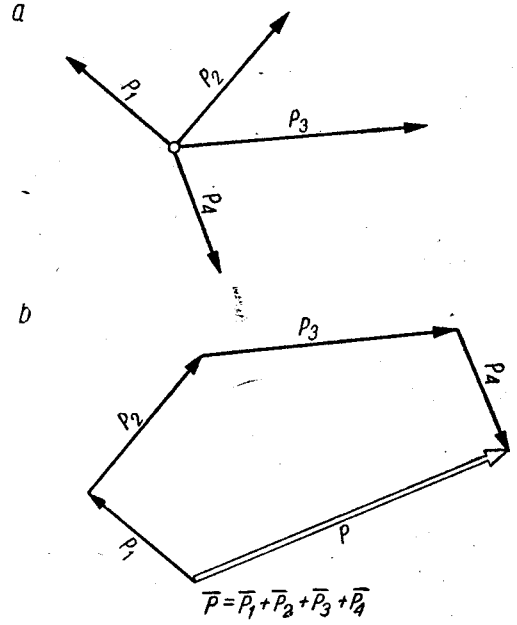



*1.2. Dodawanie i odejmowanie wektorów działających wzdłuż jednej prostej*

Jak widzimy na rysunku 1.3*c*, wektor wypadkowy $P$ otrzymany tą metodą (która nosi nazwę „dopełnianie do wielokąta") nie jest sumą bądź różnicą algebraiczną wektorów składowych $P_1$ oraz $P_2$, ale ma różne, zależnie od działania, wartości oraz kierunki w przestrzeni. Dlatego też, w celu odróżnienia od działań algebraicznych, działania na wektorach oznaczone



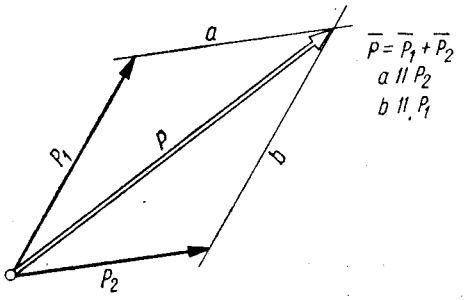

*1.3. Dodawanie i odejmowanie wektorów metodą dopełniania do wielokąta*




*1.4. Dodawanie czterech wektorów metodą dopełniania do wielokąta*

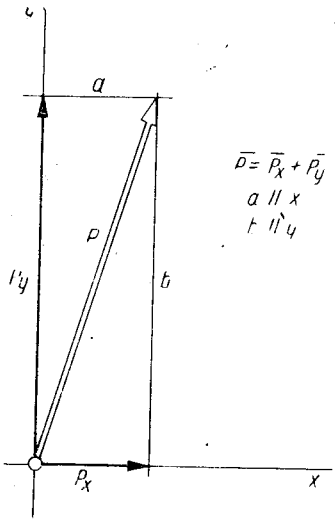
są dodatkową poziomą kreską nad symbolem wektora, jak to pokazano na obu omówionych już rysunkach.

Wyznaczenie wektora wypadkowego metodą dopełnienia do wielokąta możliwe jest oczywiście również w przypadku więcej niż dwu wektorów składowych. Przykład taki pokazano na rysunku 1.4 — wektor wypadkowy $P$ jest bokiem zamykającym wielokąta, którego pozostałymi bokami są wektory składowe: $P_1$, $P_2$, $P_3$ oraz $P_4$.




*1.5. Dodawanie wektorów metodą równoległoboku*

W przypadku dodawania do siebie dwóch wektorów często jest stosowana tzw. „metoda równoległoboku", której zasadę wyjaśniono na rysunku 1.5. W metodzie tej wektor wypadkowy $P$ jest przekątną równoległoboku zbudowanego na dwóch wektorach składowych $P_1$ oraz $P_2$. Metoda ta umożliwia nie tylko składanie dwóch wektorów w celu otrzymania wektora wypadkowego, ale również wykonanie zadania odwrotnego, a mianowicie rozłożenie wektora na dwa wektory składowe, działające w żądanych kierunkach.



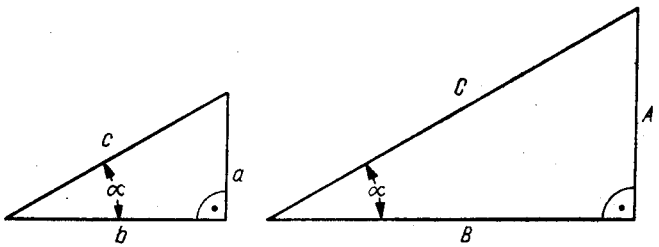

*1.6. Rozkładanie wektorów na dwa wektory składowe*

Na rysunku 1.6 wektor $P$ został — tą właśnie metodą — rozłożony na dwa składowe wektory $P_x$ oraz $P_y$, działające wzdłuż prostych $x$ oraz $y$. Zadanie to zostało wykonane przez poprowadzenie z końca wektora $P$ prostej $a$, równoległej do kierunku $x$ oraz prostej $b$, równoległej do kierunku $y$. Punkt przecięcia prostej $a$ z prostą $y$ wyznaczył koniec wektora $P_y$, natomiast punkt przecięcia prostej $b$ z prostą $x$ wyznaczył koniec wektora $P_x$.

Jeśli kierunki, na które rozkładamy wektor, tworzą ze sobą kąt prosty (tzn. kąt 90°), wartości wektorów składowych możemy łatwo wyznaczyć za pomocą podstawowych zależności trygonometrycznych.

## 1.2 PODSTAWOWE FUNKCJE TRYGONOMETRYCZNE

W dwóch podobnych do siebie trójkątach prostokątnych, tzn. trójkątach, które różnią się wymiarami, ale mają identyczne kąty zawarte między odpowiadającymi sobie bokami (jak np. na rys. 1.7) stosunki boków: $\frac{a}{c}$, $\frac{b}{c}$, $\frac{a}{b}$ w mniejszym trójkącie są identyczne ze stosunkami boków: $\frac{A}{c}$, $\frac{B}{C}$, $\frac{A}{B}$ w trójkącie większym, a wartości tych stosunków zależą jedynie od wartości kąta $\alpha$.




$$\frac{a}{c} = \frac{A}{C}\ ;\ \frac{b}{c} = \frac{B}{C}\ ;\ \frac{a}{b} = \frac{A}{B}$$

*1.7. Podobieństwo trójkątów prostokątnych*

Matematycy obliczyli wartości tych stosunków dla poszczególnych wartości kąta $\alpha$ i zestawili w tablicach, zwanych trygonometrycznymi. Jednocześnie nadali nazwy tym stosunkom, zwanym funkcjami trygonometrycznymi, a mianowicie nazwali:

— sinusem kąta stosunek długości przyprostokątnej leżącej naprzeciw danego kąta do długości przeciwprostokątnej,

— cosinusem kąta stosunek długości przyprostokątnej przyległej do danego kąta do długości przeciwprostokątnej,

— tangensem kąta stosunek długości przyprostokątnej naprzeciwległej do długości przyprostokątnej przyległej do danego kąta.

W przypadku rysunku 1.7 wymienione funkcje trygonometryczne wyrażają zależności:

$$\sin \alpha = \frac{a}{c} = \frac{A}{c} \tag{1.1}$$

$$\cos \alpha = \frac{b}{c} = \frac{B}{C} \tag{1.2}$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{a}{b} = \frac{A}{B} \tag{1.3}$$

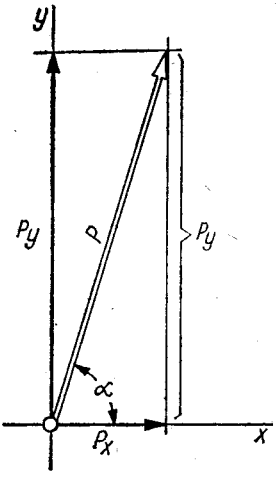
Korzystając z tablic trygonometrycznych możemy rozłożyć wektor $P$ na dwa wektory składowe, działające wzdłuż dwóch prostopadłych do siebie prostych, $x$ oraz $y$ (podobnie jak na rys. 1.6), jeżeli znamy wartość kąta zawartego pomiędzy wektorem $P$ a prostą $x$. Możemy bowiem na podstawie rysunku 1.8 napisać zależności:

$$\sin \alpha = \frac{P_y}{P}, \quad \cos \alpha = \frac{P_x}{P}$$

z których wynika, że

$$P_x = P \cos \alpha \tag{1.4}$$

$$P_y = P \sin \alpha \tag{1.5}$$




*1.8. Rozkładanie wektora na dwa wektory składowe, prostopadłe do siebie, za pomocą funkcji trygonometrycznych*

Jeżeli nie interesuje nas znajomość wartości wektorów $P_x$ oraz $P_y$, lecz jedynie ich stosunek, co często się zdarza w mechanice lotu, to obliczamy go z zależności:

$$\frac{P_x}{P_y} = \operatorname{tg} \alpha \tag{1.6}$$

Isaac Newton (1642—1727) sformułował cztery zasady (trzy prawa dynamiki oraz prawo powszechnego ciążenia), które stały się podstawami nauki o ruchu w mechanice klasycznej.

W myśl tych zasad:

1) Każde ciało trwa w spoczynku lub w stanie prostoliniowego ruchu jednostajnego, dopóki przyłożone do niego siły nie zmuszą go do zmiany tego stanu. Jest to tzw. zasada bezwładności.

2) Jeżeli na ciało działa siła zewnętrzna, to porusza się ono ruchem przyspieszonym, z przyspieszeniem wprost proporcjonalnym do siły i odwrotnie proporcjonalnym do masy ciała. Jest to tzw. zasada pędu i z niej właśnie wynika ogólnie znana zależność: siła = masa × przyspieszenie.

3) Każdemu działaniu odpowiada równe mu i przeciwnie skierowane przeciwdziałanie, czyli że oddziaływania wzajemne dwóch ciał są zawsze równe i skierowane przeciwnie. Jest to tzw. zasada akcji i reakcji.

4) Dwa ciała materialne przyciągają się wzajemnie siłą wprost proporcjonalną do iloczynu ich mas i odwrotnie proporcjonalną do kwadratu odległości ich środków ciężkości. Jest to tzw. prawo powszechnego ciążenia, które wyjaśnia — między innymi — zjawisko spadania na ziemię ciał pod wpływem siły wzajemnego przyciągania.

Podając zasady Newtona używaliśmy takich pojęć, jak siła, prędkość, przyspieszenie i masa. Wprawdzie znaczenie ich jest intuicyjnie wyczuwalne, ale w celu ułatwienia dalszych naszych rozważań należy ściślej je zdefiniować.

**Siłą** $P$ nazywamy przyczynę zmiany warunków ruchu ciała materialnego z punktu widzenia wartości lub kierunku. Siła jest iloczynem masy ciała $m$ i jego przyspieszenia $a$: $P = m \cdot a$. Siła, z jaką ziemia przyciąga ciało materialne, czyli iloczyn masy ciała i przyspieszenia ziemskiego (9,81 m/s²), nazywana jest potocznie ciężarem ciała i oznaczana $Q$ lub $G$. W technice siłę (ciężar) mierzymy w niutonach N (wg Międzynarodowego Układu Jednostek — SI). 1 N = 1 kg · (1 m/s²); 1 kg · (9,81 m/s²) = 9,81 N ≈ ≈ 1 daN. 1 N = 0,102 kG, 1 kG = 9,80665 N.

**Masą** ciała materialnego nazywamy stopień jego bezwładności w ruchu postępowym. Oznaczamy ją najczęściej małą literą $m$, a wartość jej możemy obliczyć z 2. zasady Newtona:

$$m = \frac{Q}{g}\left[\frac{N \cdot s^2}{m}\right]$$

gdzie:

$Q$ — ciężar ciała w N,
$g$ — przyspieszenie ziemskie w m/s².

Prędkością nazywamy stosunek drogi $S$, którą przebywa rozpatrywane ciało, do czasu $t$, w którym ta droga została przebyta. W technice prędkość

mierzymy w metrach na sekundę [m/s] i oznaczamy ją małą literą $v$ lub w kilometrach na godzinę [km/h] i oznaczamy dużą literą $V$, a więc

$$v = \frac{S}{t} \text{ [m/s]} \quad \text{lub} \quad V = \frac{S}{t} \text{ [km/h]}$$

przy czym dobrze jest zapamiętać, że

$$1 \text{ m/s} = 3{,}6 \text{ km/h}$$

Przyspieszeniem nazywamy zmianę prędkości ciała z punktu widzenia wartości lub kierunku. W pierwszym przypadku ciało porusza się ze zmienną prędkością wzdłuż toru prostoliniowego. Przyspieszenie nazywamy wtedy liniowym i oznaczamy literą $a$. Jest ono stosunkiem przyrostu prędkości ($\Delta v = v - v_o$) do czasu ($\Delta t = t - t_o$), w jakim przyrost ten nastąpił

$$a = \frac{v}{t} \tag{1.7}$$

Przyspieszenie prędkości spadania na ziemię ciał pod wpływem siły przyciągania nazywa się przyspieszeniem ziemskim (g), które w naszej szerokości geograficznej i na niewielkiej wysokości wynosi:

$$g = 9{,}81 \text{ m/s}^2$$

Jeżeli przyspieszenie ma stałą wartość, to ruch jest jednostajnie zmienny. W takim ruchu chwilowa prędkość:

$$v = v_o + a \cdot t \text{ [m/s]} \tag{1.8}$$

przebyta zaś droga:

$$S = S_o + v_o \cdot t + \frac{a \cdot t^2}{2} \text{ [m]} \tag{1.9}$$

$v_0$ — prędkość początkowa ciała w m/s w chwili rozpoczęcia pomiaru czasu,

$S_0$ — droga początkowa w m, przebyta przez ciało przed rozpoczęciem pomiaru czasu,

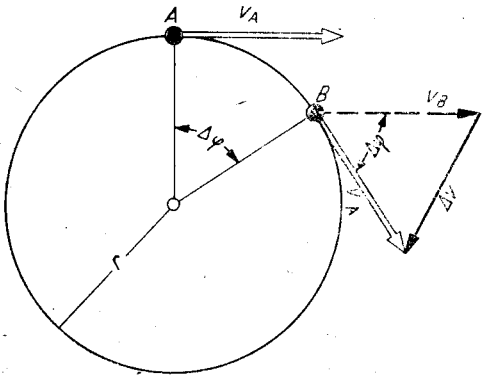
$a$ — przyspieszenie liniowe, przy czym gdy $a$ ma wartość dodatnią, ruch jest przyspieszony, a w przypadku wartości ujemnej, ruch jest opóźniony,

$t$ — czas, mierzony w s.

W razie zmiany kierunku prędkości — bez zmiany wartości — mamy do czynienia z jednostajnym ruchem krzywoliniowym, w którym zmiana kierunku prędkości następuje pod wpływem tzw. przyspieszenia dośrodkowego. Najprostszym przypadkiem takiego ruchu jest ruch ciała ze stałą prędkością $v_A$ po torze kołowym o promieniu $r$ (rys. 1.9).
Przyspieszenie dośrodkowe wynosi w tym przypadku:

$$a = \frac{v^2 \cdot A}{r} \tag{1.10}$$

Przyspieszenie dośrodkowe skierowane jest zawsze ku środkowi krzywizny toru, a więc w przypadku ruchu po okręgu koła — w kierunku środka koła.



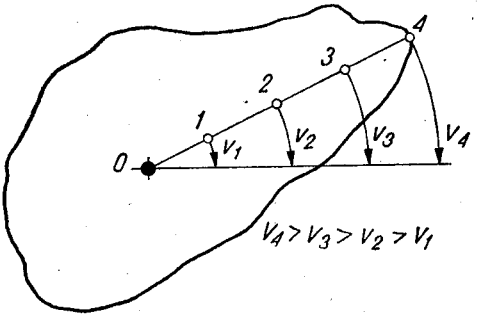

*1.9. Ruch ciała po torze kołowym*

W technice przyspieszenie mierzymy w metrach na sekundę do kwadratu (m/s²).

## 1.4 RUCH OBROTOWY, MOMENT SIŁY, PARA SIŁ

W przeciwieństwie do ruchu postępowego, w którym wszystkie cząstki ciała poruszającego się przebywają jednakowe drogi tak co do kierunku, jak i co do długości, w ruchu obrotowym wszystkie cząstki ciała — z wyjątkiem cząstek znajdujących się na osi obrotu — zakreślają okręgi kół dokoła prostej, zwanej osią obrotu, prostopadłej do płaszczyzny tych kół. Prędkości wzdłuż kołowych torów ruchu poszczególnych cząstek obracającego się ciała są tym większe, im dalej cząstka znajduje się od osi obrotu (rys. 1.10).

Jeżeli ciało jest umocowane na materialnej osi obrotu (np. 0 na rys. 1.11), to ruch obrotowy ciała może być wywołany działaniem siły $P$ na ramieniu $r$ względem osi. Iloczyn siły $P$ oraz ramienia $r$, mierzonego od osi obrotu




*1.10. Ruch obrotowy ciała dokoła osi 0*

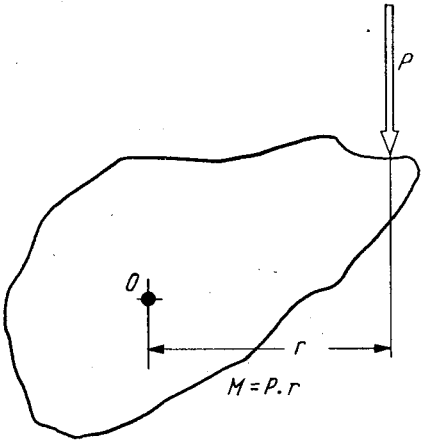
prostopadle do prostej, wzdłuż której działa siła, nazywamy momentem siły $M$ względem punktu 0 lub osi 0.

$$M = P \cdot r \quad [\mathrm{N} \cdot \mathrm{m}] \tag{1.11}$$

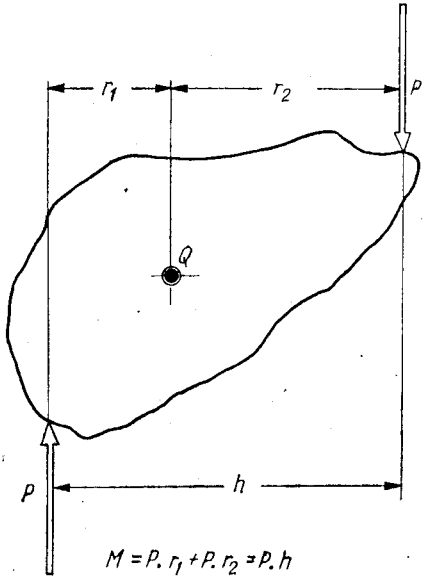
W technice siłę mierzymy w niutonometrach [N · m].

Jeżeli ciało nie ma materialnej osi obrotu, to można wprowadzić je w ruch obrotowy za pomocą tzw. pary sił (jak na rys. 1.12), przy czym osią obrotu staje się tzw. środek ciężkości ciała $Q$.

Parą sił nazywamy dwie przeciwnie skierowane o jednakowej wartośc siły, działające wzdłuż dwóch równoległych do siebie prostych. Tak




*1.11. Moment sił względem punktu lub osi obrotu*




*1.12. Moment pary sił*

układ sił nie daje siły wypadkowej, ale też nie równoważy się, dając w efekcie moment pary sił.

$$M = P \cdot h \quad [\mathrm{N \cdot m}] \tag{1.12}$$

gdzie:

$P$ — siła w N,

$h$ — wzajemna odległość prostych, wzdłuż których działają siły $P$, w m.

## 1.5 PRACA, MOC, ENERGIA

Praca jest to iloczyn siły i drogi, wzdłuż której siła działająca pokonuje jakiś opór.

Jeżeli na przykład ciało o ciężarze $Q$ (N) podniesiemy na wysokość $h$ [m], wykonamy pracę $L$:

$$L = Q \cdot h \quad [\mathrm{N \cdot m}] \tag{1.13}$$

Jednostką pracy w technice jest dżul [J]. 1 J = 1 N · 1 m.

Moc $N$ jest to stosunek ilości wykonanej pracy do czasu, w jakim ta praca została wykonana.

Jeżeli na przykład ciało o ciężarze $Q$ podniesiemy na wysokość $h$ w czasie $t$, to znaczy, że dysponowaliśmy mocą:

$$N = \frac{Q \cdot h}{t} = \frac{L}{t} [\mathrm{W}] \tag{1.14}$$

Moc mierzymy w watach (1 W = 1 J/s) lub w kilowatach (1 kW = = 1000 W).

Energia $E$ jest to zdolność do wykonywania pracy. Jedną z odmian energii jest energia mechaniczna, która może przyjąć dwie postaci, a mianowicie:

1) potencjalną,

2) kinetyczną.

Przykładem energii potencjalnej (położenia) może być energia nagromadzona w ciele o ciężarze $Q$ znajdującym się na wysokości $h$. Ciało to — z racji swego położenia — ma energię potencjalną o wartości:

$$E_p = Q \cdot h \tag{1.15}$$

ponieważ opadając z wysokości $h$ do wysokości $h = 0$ jest zdolne wykonać taką właśnie pracę.

Przykładem energii kinetycznej może być energia nagromadzona w ciele o ciężarze $Q$ poruszającym się z prędkością $v$. Ciało to — z racji swego ruchu — ma energię kinetyczną o wartości:

$$E_k = \frac{\mathrm{m} \cdot v^2}{2} \tag{1.16}$$

ponieważ zatrzymując się na jakiejś przeszkodzie jest w stanie wykonać taką właśnie pracę.

Rozdział 2

# KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE, GEOMETRIA PROFILU, KĄT NATARCIA, OBRYS SKRZYDŁA

## 2.1 KSZTAŁTY AERODYNAMICZNE

Burzliwy rozwój lotnictwa i motoryzacji w ostatnich latach wywarł wpływ również na mowę potoczną. Wiele fachowych niegdyś wyrażeń przeszło do mowy potocznej, przy czym nastąpiło — niekiedy — pewne zawężenie ich pierwotnych znaczeń.

Na przykład zwrot „kształt aerodynamiczny" wiąże się dzisiaj w mowie potocznej z kształtem opływowym, zbliżonym do kropli, z ciałem natrafiającym w czasie ruchu na mały opór ze strony powietrza.

W wyżej podanym znaczeniu pozytywny wydźwięk słowa „aerodynamiczny" łączy się z podświadomym przekonaniem, że zawsze pożądane jest, aby na poruszające się w powietrzu ciało działała jak najmniejsza siła aerodynamiczna.

Tak jest istotnie, jeśli chodzi o kształty na przykład pojazdów mechanicznych i kształty tych elementów płatowca, które stawiając opór, przeszkadzają w locie.

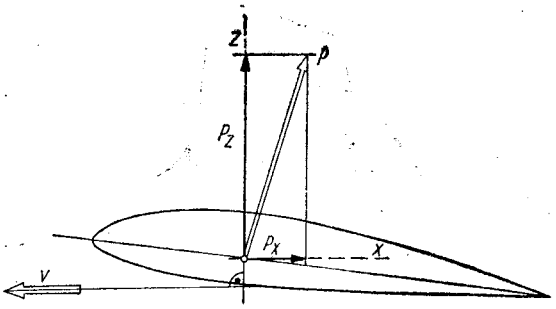
W przypadku jednak skrzydła płatowca, które również ma kształt „aerodynamiczny" w szerokim tego słowa znaczeniu, nie jest wcale pożądane, aby w locie działała na niego jak najmniejsza siła aerodynamiczna, lecz wprost przeciwnie, chcemy, aby działała na niego duża siła aerodynamiczna, ale odpowiednio, korzystnie skierowana. Korzystnie — to znaczy w kierunku jak najbardziej zbliżonym do prostopadłej do kierunku lotu. Uzasadniamy to na przykładzie rysunku 2.1. Na skrzydle płatowca działa siła aerodynamiczna $P$ odchylona nieco do tyłu od prostej $z$, prostopadłej do kierunku lotu z prędkością $V$. Rozkładając tę siłę (metodą pokazaną na rys. 1.6) na dwie składowe, a mianowicie:

— $P_x$ — równoległą do kierunku lotu oraz

— $P_z$ — prostopadłą do kierunku lotu,

widzimy, że składowa $P_x$, zwana oporem, jest dla lotu siłą niekorzystną, bo przeciwstawia się ruchowi, natomiast składowa $P_z$, zwana siłą nośną, jest dla lotu korzystna, bo w locie poziomym unosi w powietrzu ciężar samolotu.

Im wypadkowa siła aerodynamiczna $P$ jest mniej odchylona od prostopadłej do kierunku lotu, tym większa jest siła nośna, a mniejszy opór skrzydła, czyli że skrzydło jest doskonalsze z aerodynamicznego punktu widzenia.




*2.1. Wypadkowa siła aerodynamiczna skrzydła oraz jej składowe*
$P_z$ — siła nośna, $P_x$ — opór

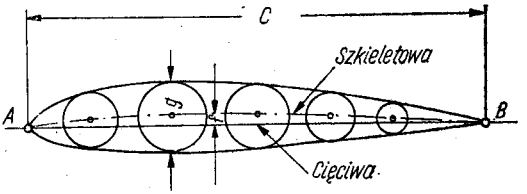
W celu porównywania własności skrzydeł wprowadzono do aerodynamiki wspomniane wyżej pojęcie doskonałości aerodynamicznej $d$, określając je jako stosunek siły nośnej do oporu skrzydła:

$$d = \frac{P_z}{P_x} \tag{2.1}$$

Jak widzimy, o aerodynamiczności kształtu skrzydła nie decyduje wyłącznie jego opór, jak w przypadku pojazdów mechanicznych, ale stosunek siły nośnej do oporu.
Doskonałość skrzydła nie jest wielkością stałą, ale zależy od:
— kształtu profilu skrzydła,
— ustawienia profilu skrzydła względem kierunku lotu,
— obrysu skrzydła.

## 2.2 GEOMETRIA PROFILU SKRZYDŁA

Poprzeczny przekrój skrzydła nazywamy profilem lotniczym lub krótko — profilem.
Od kształtu profilu zależą w przeważającym stopniu własności aerodynamiczne skrzydła, a więc i własności płatowca i dlatego jednym z zadań konstruktora jest dobór najodpowiedniejszego profilu skrzydła do projektowanego płatowca.




*2.2. Główne parametry charakteryzujące geometrię profilu*

Profile różnią się między sobą kształtem, który określony jest kilkoma wielkościami tak zwanej geometrii profilu. Wymieniamy najważniejsze z nich, pokazane na rysunku 2.2.

Cięciwa profilu jest umowną prostą, na której „zbudowany" jest profil. Najczęściej przechodzi ona przez dwa najbardziej odległe od siebie punkty profilu (*A* — nosek oraz *B* — ostrze, rys. 2.2). Długością cięciwy *c* nazywamy odcinek wspomnianej wyżej prostej, zawarty między punktami *A* i *B*.

Ostrze profilu jest to najbardziej do tyłu wysunięty punkt profilu (B), a nosek — punkt wysunięty najbardziej do przodu (*A*).

Grubość profilu *g* jest największą odległością między punktami leżącymi na górnym oraz dolnym obrysie profilu, mierzoną na prostej prostopadłej do cięciwy.

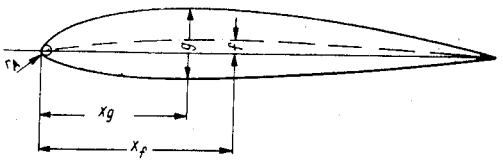
Linia szkieletowa lub krótko — szkieletowa, jest to linia łącząca środki kół wpisanych w obrys profilu.

Strzałka profilu *f* (zwana też maksymalną krzywizny profilu) jest to największa odległość cięciwy od linii szkieletowej, mierzona na prostej prostopadłej do cięciwy.

Długość cięciwy *c* określamy zawsze w jednostkach długości (mm), natomiast względną grubość profilu oraz względną strzałkę — w procentach długości cięciwy.

Profil nazywamy grubym, jeśli $g \geqslant 15\%$ (to znaczy jeśli jego maksymalna grubość jest równa lub większa niż 15% długości cięciwy). Jeśli $g \leqslant 10\%$ profil nazywamy cienkim.

Profile grube stosowane są na przykład w częściach przykadłubowych skrzydeł; profile cienkie mają najczęściej usterzenia. Profile o średniej grubości $10\% < g < 15\%$ stosowane są w przekrojach skrzydeł mniej obciążonych momentem gnącym.




*2.3. Dodatkowe parametry charakteryzujące geometrię profilu*

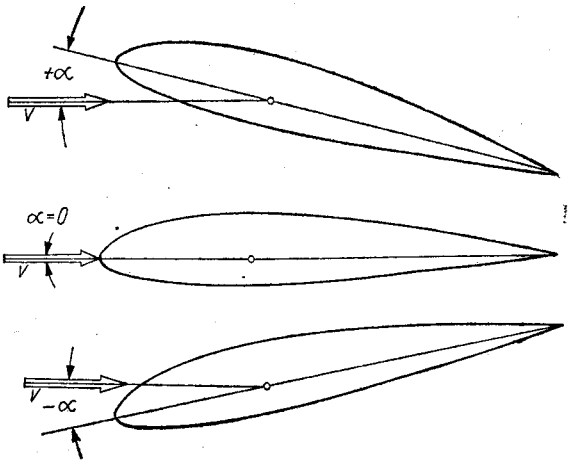
Profil, którego strzałka $f = 0\%$, nazywamy profilem symetrycznym, ponieważ górna i dolna część jego obrysu jest symetryczna względem cięciwy. Mówimy, że im większą strzałkę ma profil, tym bardziej jest wysklepiony. Oprócz wymienionych wielkości, określających geometrię profilu, należy wymienić trzy dalsze — pokazane na rysunku 2.3, które wbrew pozorom mają duży wpływ na własności aerodynamiczne profilu. Są nimi:

— $x_g$ — położenie największej grubości profilu, mierzone od noska i podawane w procentach cięciwy,

— $x_f$ — położenie największej długości strzałki profilu mierzone od noska, podawane także w procentach cięciwy,

— $r_A$ — promień zaokrąglenia noska.

Wartość i kierunek siły aerodynamicznej działającej na skrzydło zależą od ustawienia profilu skrzydła względem strug powietrza napływającego na skrzydło. Miarą tego ustawienia jest tzw. kąt natarcia $\alpha$, zawarty między cięciwą profilu skrzydła a kierunkiem napływających na skrzydło strug powietrza z prędkością $v$ (rys. 2.4).




*2.4. Kąt natarcia skrzydła*

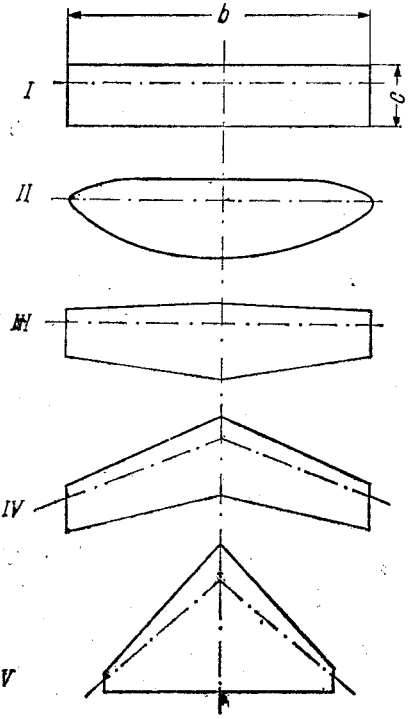
Kąt natarcia jest równy zeru ($\alpha = 0$), gdy cięciwa profilu przyjmuje położenie równoległe do kierunku napływających strug powietrza. Jeżeli od tego położenia nosek profilu jest „zadarty" ku górze — jak na rysunku 2.4 — kąt natarcia ma wartość dodatnią ($\alpha > 0$), jeżeli nosek jest „opuszczony" w dół — kąt natarcia ma wartość ujemną ($\alpha < 0$),

## 2.4
## OBRYS SKRZYDŁA

Obrysem skrzydła nazywamy jego kształt widziany od góry. Przednią część obrysu nazywamy krawędzią natarcia. Jest to linia poprowadzona przez noski profilów skrzydła. Przeciwległą (tylną) część konturu obrysu nazywamy krawędzią spływu, która — analogicznie — jest linią poprowadzoną przez ostrza profilów skrzydła.

Zależnie od przeznaczenia samolotu oraz założonej prędkości, jaką samolot ma osiągnąć, konstruktor nadaje skrzydłom obrys zgodny z wymogami aerodynamiki, w miarę możliwości prosty konstrukcyjnie.

Typowe obrysy skrzydeł zestawiono na rysunku 2.5:
— *I* — obrys prostokątny, stosowany jest w samolotach prostych konstrukcyjnie i latających z małymi prędkościami,
— *II* — obrys eliptyczny, znajduje zastosowanie w płatowcach doskonałych aerodynamicznie,
— *III* — obrys trapezowy, stosowany jest najczęściej w samolotach sportowych i szybowcach,
— *IV* — obrys skośny, zwany również „w strzałę", jest typowy dla szybkich samolotów, latających z prędkościami przydźwiękowymi,
— *V* — obrys zwany deltą, przeznaczony jest dla samolotów latających z prędkościami naddźwiękowymi.




*2.5. Różne obrysy skrzydeł*

Sama nazwa „obrys skrzydeł" nie określa jednoznacznie jego kształtu ponieważ ten sam obrys może mieć różne proporcje rozpiętości skrzydeł *b* do cięciwy *c* (rozpiętość skrzydeł jest to odległość dwóch skrajnie najdalej położonych punktów skrzydeł). Obliczenie proporcji (zwanej wydłużeniem skrzydła) skrzydła prostokątnego nie nastręcza trudności, bo wzdłuż całej rozpiętości skrzydła długość cięciwy jest stała:

$$\lambda = \frac{b}{c} \tag{2.2}$$

Do obliczenia jednak wydłużenia pozostałych obrysów, w których długości cięciw zmieniają się wzdłuż rozpiętości skrzydła, nie możemy zastosować zależności (2.2). Musimy przedtem ją przekształcić przez pomnożenie licznika i mianownika przez wartość rozpiętości $b$:

$$\lambda = \frac{b}{c} = \frac{b \cdot b}{c \cdot b} = \frac{b^2}{S} \tag{2.3}$$

Ponieważ powierzchnia skrzydła prostokątnego $S = c \cdot b$, uogólniliśmy pojęcie wydłużenia, które w myśl zależności (2.3) jest stosunkiem kwadratu rozpiętości skrzydła do jego powierzchni.

## Rozdział 3

# SIŁY AERODYNAMICZNE

### 3.1

### RÓWNANIE BERNOULLIEGO

Pomiary aerodynamiczne przeprowadzone na różnych ciałach pozwoliły stwierdzić, że siły aerodynamiczne działające na ciała zależą od:
— kształtu ciała oraz jego ustawienia względem kierunku opływu,
— powierzchni ciała,
— gęstości powietrza,
— prędkości ruchu.
Zależność tę można przedstawić wzorem:

$$P = c \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \tag{3.1}$$

gdzie:
$P$ — siła aerodynamiczna,
$c$ — bezwymiarowy współczynnik, zwany współczynnikiem siły aerodynamicznej, którego wartość zależy od kształtu oraz ustawienia ciała względem kierunku opływu,
$S$ — powierzchnia opływanego ciała,
$\varrho$ — gęstość powietrza*,
$v$ — prędkość ruchu ciała.

Obliczenia związane z mechaniką lotu ułatwiają rozłożenie wypadkowej siły aerodynamicznej $P$ na dwie siły składowe, a mianowicie (rys. 3.1):
— $P_x$ — równoległą do kierunku ruchu, zwaną oporem,
— $P_z$ — prostopadłą do kierunku ruchu, zwaną siłą nośną.

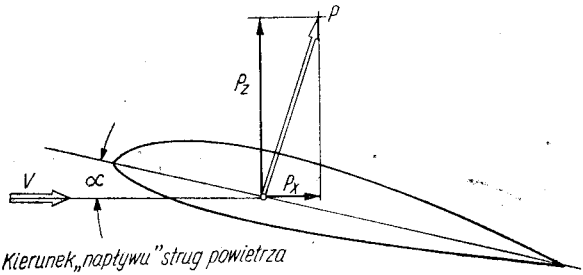
* Gęstością powietrza nazywamy stosunek masy $m$ do objętości $V$, a więc: $\varrho = \frac{m}{V}$.

Wartości tych sił można obliczyć z zależności (3.1), dodając do sił i ich współczynników odpowiednie indeksy:

$$P_x = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \quad (c_x \text{ nosi nazwę współczynnika oporu}),$$

$$P_z = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \quad (c_z \text{ nosi nazwę współczynnika siły nośnej}).$$

Aby zrozumieć powstawanie sił aerodynamicznych, należy poznać prawa rządzące ruchem powietrza. Podstawowym takim prawem jest tzw. prawo Bernoulliego, ujmujące wzajemną zależność między ciśnieniem i prędkością cieczy lub gazu w zakresie małych prędkości. Rozważmy to na przykładzie.



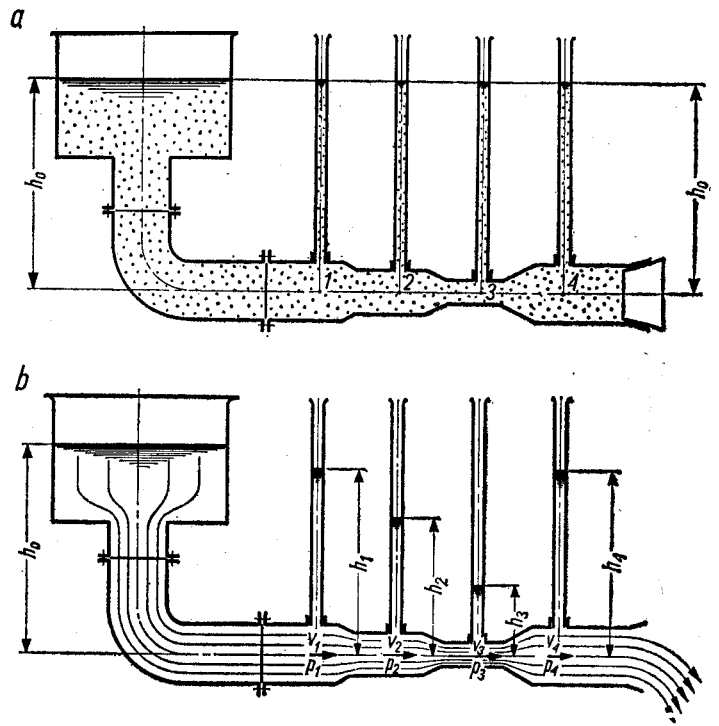

*3.1. Siła nośna i opór skrzydła*

Z dużego zbiornika napełnionego wodą wyprowadzony jest rurociąg o zmiennym przekroju (rys. 3.2). W kilku miejscach tego rurociągu wmontowano szklane rurki, w których można obserwować poziom wody. Poziom ten jest, oczywiście, miarą ciśnienia wody panującego w miejscu wmontowania rurki.

Dopóki rurociąg jest zamknięty, a więc nie przepływa przez niego woda, dopóty poziom wody w zbiorniku i wszystkich rurkach jest jednakowy, zgodnie z tzw. prawem naczyń połączonych. Wyciągamy więc wniosek, że wzdłuż poziomego rurociągu ciśnienie jest stałe tak długo, dopóki nie przepływa przez niego woda. Stan taki obrazuje rysunek 3.2*a*. Gdy po otwarciu rurociągu woda ze zbiornika zaczyna przepływać, zauważymy, że poziom w rurkach ustala się na różnych wysokościach (rys. 3.2*b*).

Im mniejszy jest przekrój odcinka rurociągu, w którym wmontowana jest rurka, tym niższy jest w niej poziom wody, a więc tym niższe panuje w tym odcinku rurociągu ciśnienie.

Nasuwa się więc pytanie, co mogło wpłynąć na zmianę ciśnienia w poszczególnych przekrojach rurociągu? Odpowiedź jest prosta: ponieważ w jednostce czasu przez poszczególne przekroje rurociągu musi przepływać ta sama objętość wody, bo nie ma ona możliwości gromadzenia się, przez przekroje mniejsze musi ona przepływać odpowiednio szybciej niż przez przekroje większe, jak to pokazano na rysunku 3.2*b* za pomocą różnych długości wektorów prędkości $v_1$, $v_2$ itd. Te właśnie różnice prędkości




*3.2. Rozkład ciśnienia wzdłuż rurociągu o zmiennym ciśnieniu*

*a* — gdy woda nie płynie przez rurociąg, ciśnienie jest jednakowe we wszystkich przekrojach, *b* — w czasie przepływu wody ciśnienie zmniejsza się w przekrojach, w których woda przepływa szybciej

wywołały różnice ciśnień wzdłuż rurociągu, w myśl prawa zachowania energii.

Energia nie może bowiem powstawać z niczego, jedynie jeden rodzaj energii może powstawać kosztem innego jej rodzaju (np. w przypadku energii atomowej — kosztem masy).

W opisanym doświadczeniu nastąpiła przemiana energii potencjalnej, zawartej w wodzie w postaci ciśnienia jej słupa (ciśnienia statycznego), w energię ruchu wody (kinetyczną).

Proste rozważania energetyczne pozwalają na znalezienie wzajemnej zależności między obiema formami wspomnianej energii. Jest to właśnie tzw. równanie Bernoulliego:

$$p_1+\frac{\varrho \cdot v_1^2}{2} = p_2+\frac{\varrho \cdot v_2^2}{2} = p_3+\frac{\varrho \cdot v_3^2}{2} = \text{const}$$

gdzie:

$p$ — ciśnienie statyczne w danym przekroju rurociągu,

$v$ — prędkość przepływu w tym samym przekroju,

$\varrho$ — gęstość płynu.

Ponieważ wyrażenie $\frac{\varrho \cdot v^2}{2}$ nosi nazwę ciśnienia dynamicznego lub ciśnienia prędkości, prawo Bernoulliego można wyrazić słowami: wzdłuż strugi powietrza suma ciśnienia statycznego oraz dynamicznego jest wielkością stałą (constans).

Z prawa tego wynika wyraźnie, że jeżeli w jednym z punktów strugi powietrza rośnie prędkość, to w tym punkcie musi maleć ciśnienie, i odwrotnie: gdzie maleje prędkość, tam rośnie ciśnienie.

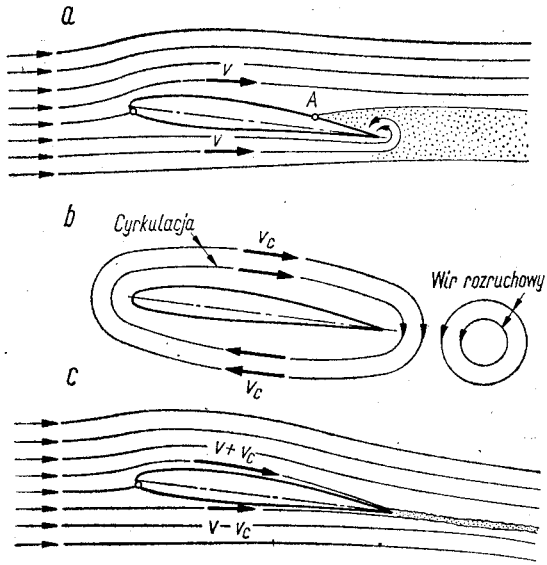
## 3.2

## MECHANIZM POWSTAWANIA SIŁY NOŚNEJ

Siłę nośną wywołuje na skrzydle korzystny rozkład ciśnień, a mianowicie nadciśnienie na jego powierzchni dolnej i podciśnienie — na górnej. Z prawa Bernoulliego zastosowanego w tym przypadku możemy wyciągnąć wniosek, że strugi powietrza poruszają się wzdłuż górnej powierzchni skrzydła szybciej niż wzdłuż powierzchni dolnej.

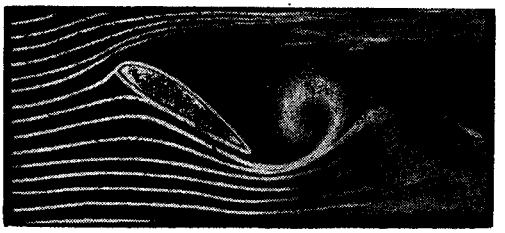
Nasuwa się więc pytanie, co może być tego przyczyną?

Gdybyśmy obserwowali ruch cząstek powietrza, gdy skrzydło zaczyna się przesuwać, jak to przedstawiono na rysunku 3.3*a*, to zauważyliśmy, że cząstki powietrza, poruszające się początkowo z jednakową prędkością



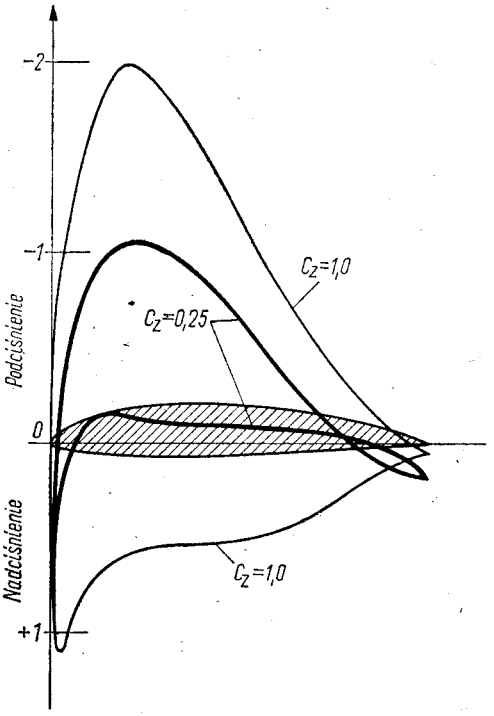

*3.3. Schemat tworzenia się siły nośnej na skrzydle*
*a* — sytuacja początkowa — próba opływu ostrej krawędzi spływu, *b* — para wirów, wir rozruchowy i cyrkulacja, *c* — stan ustalonego opływu profilu skrzydła

wzdłuż dolnej i górnej powierzchni skrzydła, nie mogą spotkać się na krawędzi spływu jednocześnie, ponieważ droga cząstek biegnących górą jest dłuższa niż cząstek biegnących dołem; usiłują więc opłynąć ostrą krawędź spływu, aby spotkać się w punkcie *A* na grzbiecie skrzydła. Nie udaje się im to jednak, ponieważ każda próba opłynięcia ostrej krawędzi kończy się zawirowaniem.



*3.4. Tak wygląda w tunelu dymowym obraz tworzenia się wiru rozruchowego*

Ponieważ przy tym prawa hydro- i aerodynamiki nie dopuszczają do powstawania pojedynczych wirów (wiry powstają zawsze parami), w omawianym przypadku wraz ze wspomnianym wirem, zwanym wirem rozruchowym, powstaje towarzyszący mu wir, zwany cyrkulacją. Prędkość cyrkulacji dodaje się (jak widzimy na rysunku 3.3*b*) do prędkości strug

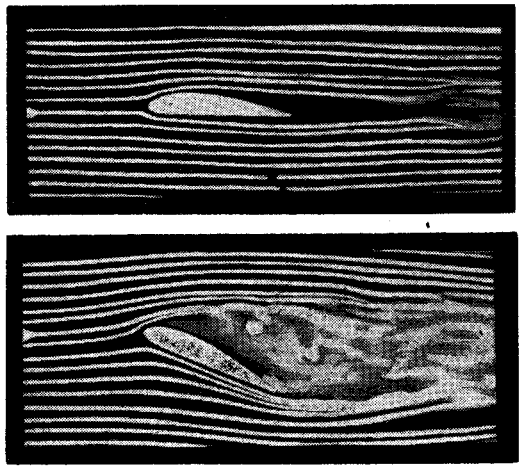



***3.5. Rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy tego samego profilu dla dwóch różnych wartości współczynnika siły nośnej, a więc dla dwóch różnych kątów natarcia***

powietrza na górnej powierzchni skrzydła, odejmuje się natomiast na powierzchni dolnej.

Teraz strugi poruszające się górą szybciej mogą już spotykać się na krawędzi spływu ze strugami dolnymi, poruszającymi się wolniej. Nie ma już próby opływu ostrej krawędzi spływu, a więc i wiru, bo wir rozruchowy został już uniesiony przez powietrze, ale cyrkulacja istnieje nadal (patrz rys. 3.3*c*). Nie może ona zaniknąć ani zmniejszyć się, bo natychmiast pojawiłaby się konieczność opływu krawędzi spływu, a wraz z nią powstałby nowy wir rozruchowy, wywołujący lub powiększający cyrkulację.

Skrzydło samolotu jest więc dzięki swemu kształtowi bryłą wywołującą samoczynnie cyrkulację, która powoduje korzystną różnicę prędkości, a wraz z nią i różnicę ciśnień, po obu stronach skrzydła. Natężenie cyrkulacji oczywiście wzrasta wraz z rosnącym kątem natarcia skrzydła, ponieważ zwiększa się wówczas różnica długości dróg, które mają przebiec strugi biegnące wzdłuż górnej i dolnej powierzchni skrzydła. Wraz z nią zwiększa się różnica prędkości strug, a więc i różnica ciśnień po obu stronach skrzydła; różnice te powodują w wyniku zwiększenie siły nośnej.




*3.6. Wpływ kąta natarcia na wielkość obszaru oderwania strug na grzbiecie profilu*

*a* — mały kąt natarcia — niewielkie oderwanie, *b* — duży kąt natarcia — oderwanie strug ogarnęło cały grzbiet profilu

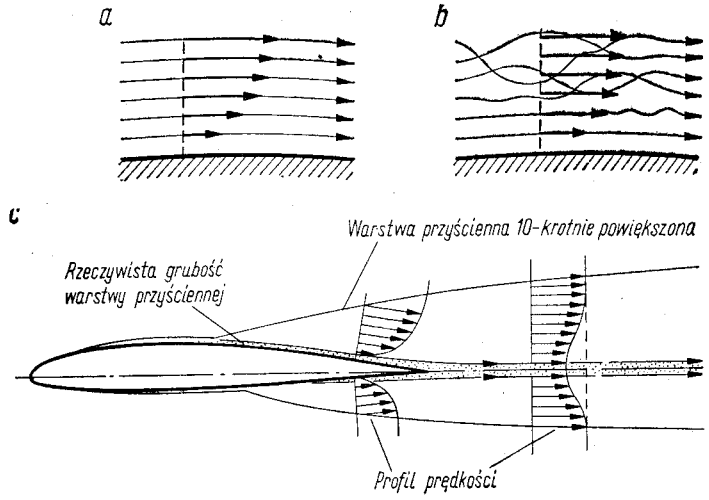
Ciekawe zdjęcie powstawania w tzw. tunelu dymowym wiru rozruchowego przedstawiono na rys. 3.4; na rysunku 3.5 pokazano rozkład ciśnień na profilu dla dwóch kątów natarcia, a mianowicie gdy $c_z = 0{,}25$ oraz gdy $c_z = 1{,}00$.

W miarę wzrostu kąta natarcia skrzydło staje się bryłą coraz mniej opływową i od pewnego kąta począwszy na górnej powierzchni następuje oderwanie się strug (rys. 3.6), a wraz z tym wzrasta opór skrzydła i zmniejsza się siła nośna. Kąt natarcia, przy którym siła nośna osiąga swą największą wartość i powyżej którego bardziej lub mniej gwałtownie opada; nazywamy krytycznym kątem natarcia $\alpha_{kr}$.

Opór skrzydła dzieli się na następujące składniki:
— opór tarcia,
— opór kształtu,
— opór indukowany,
— opór interferencyjny,
— opór szczelinowy.
Procentowy udział poszczególnych oporów zależy od kształtu profilu, obrysu skrzydła i prędkości lotu.

**Opór tarcia**

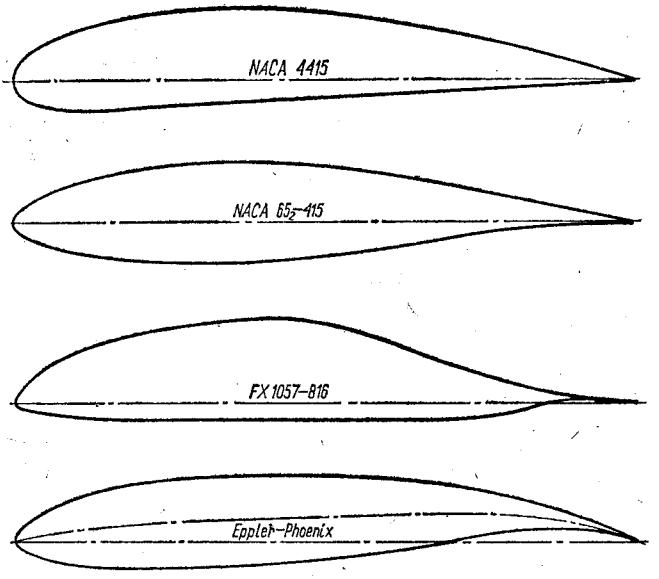
Powietrze jest lepkie. Cząsteczki strumienia powietrza, opływającego skrzydło, znajdujące się najbliżej powierzchni skrzydła, przylepiają się do powierzchni i nie poruszają się wraz z całym strumieniem, lecz spoczywają nieruchomo na skrzydle. Cząsteczki znajdujące się nieco dalej od powierzchni skrzydła poruszają się już z pewną prędkością, ale jeszcze nieco mniejszą od prędkości strumienia. Dopiero cząsteczki znajdujące się w dużej odległości od powierzchni skrzydła poruszają się z pełną prędkością strumienia.
Warstwa powietrza, w której następuje to przyhamowanie ruchu cząsteczek powietrza, nosi nazwę warstwy przyściennej. Cząstki powietrza poruszające się szybciej w warstwie przyściennej trą o cząsteczki poruszające się wolniej i pociągają je za sobą. To pociąganie przenosi się na cząstki




*3.7. Drogi oraz prędkości cząsteczek powietrza w warstwie przyściennej*
*a* — w ruchu laminarnym (uporządkowanym, strugowym), *b* — w ruchu turbulencyjnym (burzliwym), *c* — profile prędkości w tylnej części profilu skrzydła oraz za krawędzią spływu skrzydła

przylepione do powierzchni skrzydła; cząsteczki te pociągają z kolei za sobą skrzydło. Jest tzw. opór tarcia.

Badania laboratoryjne wykazały, że opór ten zależy od rodzaju ruchu w warstwie przyściennej. Jeżeli cząsteczki powietrza poruszają się w tej warstwie ruchem strugowym, zwanym laminarnym, w którym drogi poszczególnych cząsteczek nie przecinają się (rys. 3.7*a*), to opór tarcia jest mały. Jeżeli natomiast cząsteczki powietrza poruszają się w warstwie przyściennej ruchem burzliwym, zwanym turbulencyjnym, w którym drogi poszczególnych cząsteczek przecinają się (rys. 3.7*b*), to opór tarcia jest duży. Na rysunku 3.7*c* pokazano grubość warstwy przyściennej oraz rozkład prędkości w warstwie przyściennej, zwany profilem prędkości.




*3.8. Różne kształty profilów lotniczych*

Wspomniana wyżej zależność między oporem tarcia a rodzajem ruchu w warstwie przyściennej zdopingowała aerodynamików do poszukiwania sposobów ustabilizowania laminarnego ruchu w tej warstwie. Stwierdzono, że w pewnym zakresie kątów natarcia na skrzydle występują długie odcinki laminarnej warstwy przyściennej, sięgające od krawędzi natarcia do miejsca największej grubości profilu, jeżeli:

— kształt przedniej części profilu skrzydła jest tak dobrany, że ciśnienie powietrza łagodnie obniża się na nim aż do miejsca największej grubości profilu,

— powierzchnia skrzydła jest gładka, bez pofałdowań, uskoków itp.,

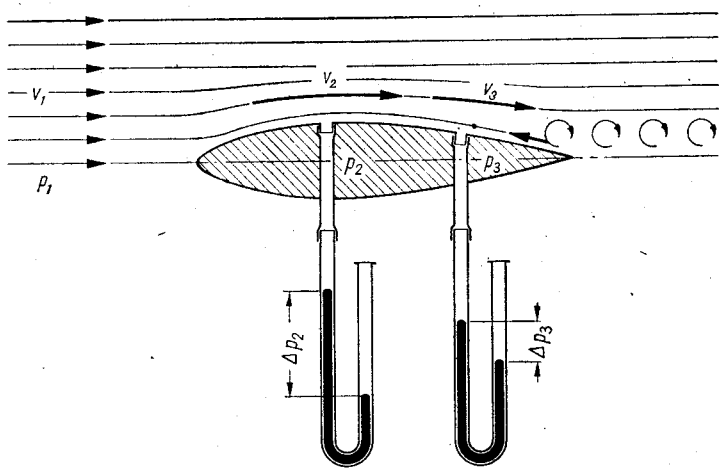
— szorstkość pokrycia lakierniczego jest mała.

Rozpoczęła się nowa era w aerodynamice — era profilów laminarnych.

Różnice kształtu między profilami normalnymi i laminarnymi pokazano na rysunku 3.8. Zestawiono na nim kilka typów profilów, a mianowicie:
— profil normalny NACA 4415,
— profil laminarny NACA 652-415,
— profil laminarny FX 1057-816,
— profil laminarny Eppler.
Z zestawienia tego widać wyraźnie, że profile laminarne w porównaniu z profilami normalnymi mają:
— bardziej wysmukłe noski,
— przesunięte dalej do tyłu położenia największych grubości,
— bardziej ostre ostrza,
— charakterystyczne podgięcia spływu.

**Opór kształtu**

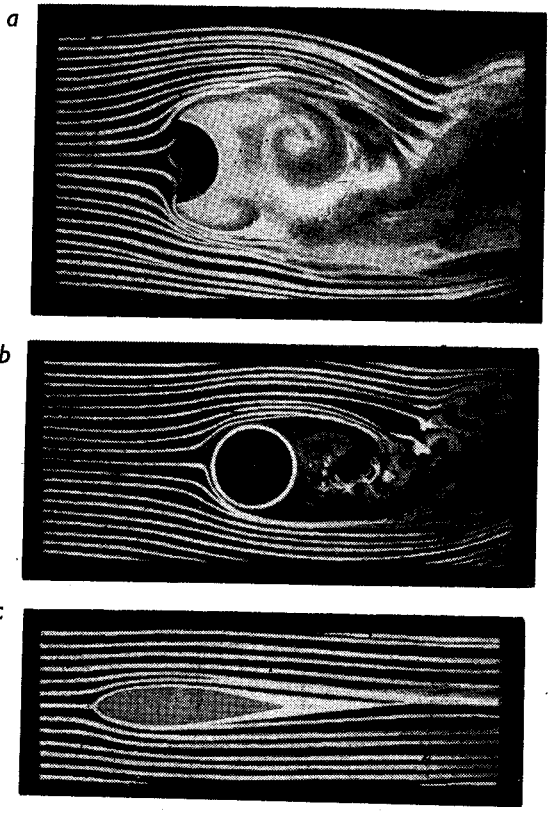
Wiadomo powszechnie, że za ciałem opływowym tworzy się szerszy lub węższy warkocz wirów, które są dodatkowym źródłem oporu. Wiry te są wywoływane lepkością powietrza. Aby móc łatwiej zrozumieć to twierdzenie, rozpatrzymy opływ ciała o przekroju kroplowym (rys. 3.9).
Podobnie jak w pokazanym na rysunku 3.2 rurociągu, w miejscu najsilniejszego przewężenia strugi powietrza (a więc w miejscu największej grubości ciała opływanego) prędkość powietrza musi być największa.




*3.9. Mechanizm odrywania się strug, wywołującego tzw. opór kształtu*

W myśl prawa Bernoulliego panuje tam najniższe ciśnienie. Tę największą prędkość oznaczyliśmy przez $v_2$, a zmniejszenie ciśnienia o $\Delta p_2$ obrazowo przedstawia manometr.
Po minięciu odcinka opływanego ciała o największej grubości struga się rozszerza, prędkość zmniejsza się do wartości $v_3$, a ciśnienie podwyższa, co obrazowo przedstawiono na drugim manometrze jako $\Delta p_3$.

W przedniej części opływanego ciała cząstki powietrza poruszają się więc w kierunku obniżającego się ciśnienia, np. z $p_1$ na $p_2$. W tylnej natomiast części cząstki powietrza muszą się poruszać w kierunku rosnącego ciśnienia, np. z $p_2$ na $p_3$. Jest to jednak możliwe jedynie tak długo, jak długo cząstki mają dostatecznie dużą energię kinetyczną. Ponieważ jednak opór tarcia w warstwie przyściennej szybko tę energię pochłania, cząstki w pewnej chwili zatrzymują się, a wtedy, zgodnie z prawami fizyki, zaczynają się poruszać w kierunku obniżającego się ciśnienia, a więc wstecz.

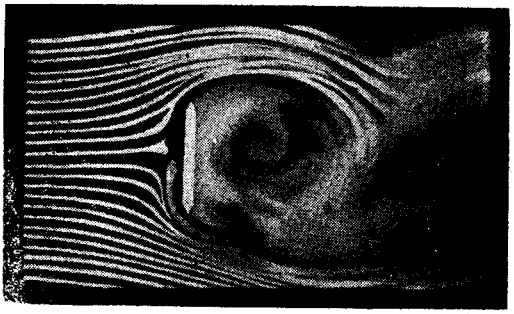



*3.10. Opływy w tunelu dymowym*
*a* — czaszy spadochronu, *b* — kuli lub walca, *c* — ciała o przekroju kroplowym

Ponieważ tarcie poza warstwą przyścienną jest znikome, cząstki powietrza poruszają się tam nadal w kierunku przepływu, ścierając się z cząstkami poruszającymi się wstecz i wywołując zawirowanie, które odrywa cząstki od powierzchni opływanego ciała, tworząc za nim warkocz wirowy. Ponieważ w warkoczu wirowym panuje niskie ciśnienie, poruszające się ciało jest jak gdyby „odsysane" do tyłu, a więc ciało napotyka opór w ruchu do przodu. Im ciało ma kształt bardziej zbliżony do kroplowego, tym

warkocz wirowy jest cieńszy (rys. 3.10), a więc i opór jest mniejszy. Ponieważ — jak widzimy — opór ten zależy od kształtu ciała, nazwano go oporem kształtu.

Nie tylko jednak tarcie w warstwie przyściennej, wywołane lepkością powietrza, może być przyczyną wspomnianych zawirowań. Jeżeli powietrze musi opłynąć ostre krawędzie ciała (jak np. w przypadku pokazanej na rysunku 3.11 płytki), to przy próbie opłynięcia tych krawędzi następuje zawsze oderwanie strug od ciała i powstaje za nim warkocz wirów.



*3.11. Opływ w tunelu dymowym płytki ustawionej prostopadle*

Zmniejszenie oporu kształtu polega więc na:

— unikaniu przy kształtowaniu ciał opływowych, ostrych krawędzi, uskoków itp.,

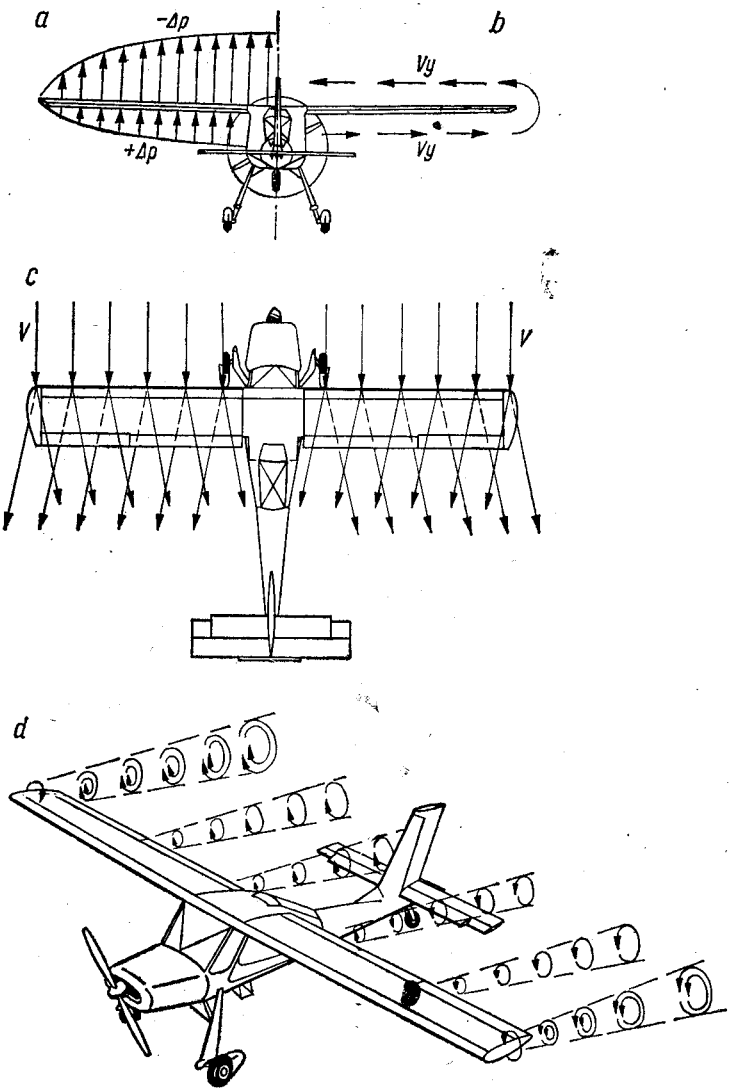
— nadawaniu ciałom jak najbardziej „opływowych" kształtów.

**Opór indukowany**

Jak dowiedzieliśmy się już z naszych poprzednich rozważań, siła nośna wywołuje na skrzydle korzystny rozkład ciśnień na jego powierzchni, a mianowicie nadciśnienie na jego dolnej stronie i podciśnienie na stronie górnej. Te nad- i podciśnienia, pokazane na rysunku 3.12*a*, są niestety jednocześnie źródłem dodatkowego oporu skrzydła, zwanego oporem indukowanym.

Cząsteczki powietrza „uciekają" bowiem na końcach skrzydeł z obszaru o wyższym ciśnieniu do obszaru o ciśnieniu niższym, to znaczy opływają końce skrzydeł z dołu do góry. Pociągają one za sobą cząsteczki sąsiednie, wywołując w efekcie dodatkowy ruch cząsteczek powietrza na górnej powierzchni skrzydła ku kadłubowi, na dolnej zaś ku końcom skrzydła (rys. 3.12*b*). Ten dodatkowy ruch cząsteczek wzdłuż rozpiętości skrzydła z prędkością $v_y$ zmienia wypadkowy kierunek strug powietrza w okolicy skrzydła. Na górnej powierzchni skrzydła strugi odginane są ku kadłubowi, na dolnej zaś — ku końcom skrzydła (rys. 3.12*c*).

Poza krawędzią spływu skrzydła spotykają się więc strugi powietrza poruszające się względem siebie skośnie i ścierając się ze sobą tworzą poza skrzydłem całą powierzchnię wirową (rys. 3.12*d*). Wiry są, jak wia-



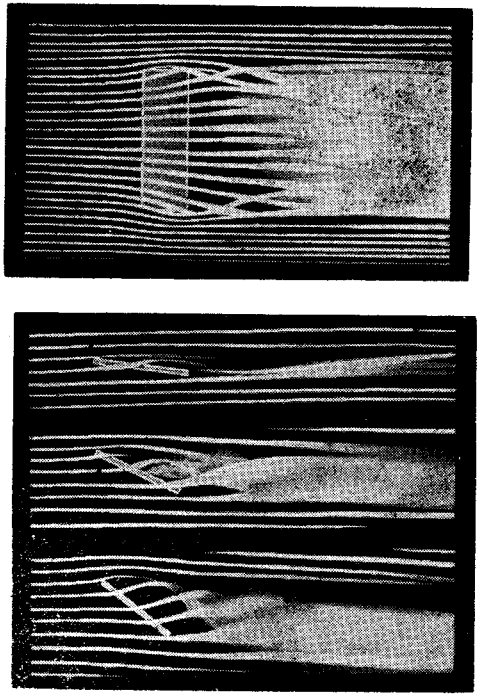

*3.12. Schemat powstawania oporu indukowanego*

*a* — rozkład ciśnień wzdłuż rozpiętości skrzydła na górnej i dolnej powierzchni, *b* — ruch cząstek powietrza wzdłuż rozpiętości skrzydła, wywołany opływem końców skrzydła, *c* — starcie się ze sobą strug skośnie wypływających ze skrzydła, *d* — warkocze wirowe, ciągnące się za skrzydłem, powstałe wskutek starcia się ze sobą skośnie spływających strug

domo, zawsze źródłem oporu, który w tym przypadku nazywamy oporem indukowanym.

Opór indukowany nie jest stały, lecz zależy od siły nośnej oraz od obrysu skrzydła. Opór indukowany rośnie bowiem ze zwiększającą się intensywnością opływu końców skrzydeł, a ta rośnie wraz ze zwiększającą się różnicą ciśnień na górnej i dolnej powierzchni skrzydła, a więc ze zwiększającą się siłą nośną.

Ciekawe zdjęcia na rys. 3.13 obrazują powstawanie w tunelu dymowym za skrzydłem zawirowań oraz zwiększanie się intensywności zawirowań w miarę zwiększania się kąta natarcia skrzydła (a więc i w miarę zwiększania się siły nośnej).




*3.13. Obrazy opływu skrzydła w tunelu dymowym*
*a* — warkocze wirowe ciągnące się za skrzydłem, *b* — wpływ kąta natarcia skrzydła na intensywność opływu końców skrzydła

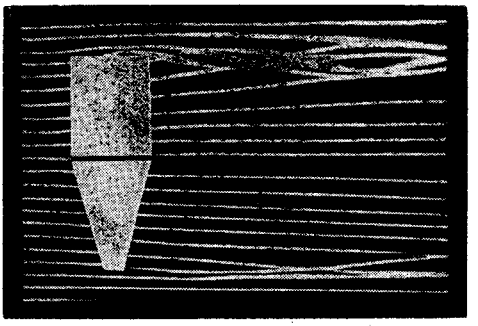
Nie trudno się domyślić, dlaczego kształt skrzydła ma również wpływ na opór indukowany. Im skrzydło jest bardziej wysmukłe i ma mniejszą cięciwę końcową, tym opływ końców jest mniej intensywny i mniejszy ma wpływ na całe skrzydło — jak widać to wyraźnie na rysunku 3.14. Miarą smukłości skrzydła jest wspomniane już tzw. wydłużenie: $\lambda = b^2/S$. Wartość oporu indukowanego można obliczyć za pomocą zależności (3.1), dodając przy sile i jej współczynniku odpowiednie indeksy:

$$P_{xi} = c_{xi} \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}$$

przy czym $c_{xi}$ jest tzw. współczynnikiem oporu indukowanego, który można obliczyć z zależności:

$$c_{xi} = \frac{k}{\pi \cdot \lambda} \cdot c_z^2$$

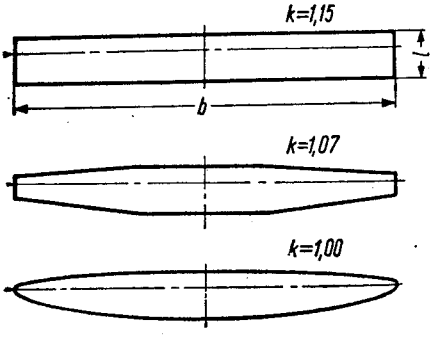
Stała $k$ zależy od obrysu skrzydła oraz od jego wydłużenia. Orientacyjne wartości (dla $\lambda = 15$) zostały podane na rysunku 3.15. Dla obrysu eliptycznego $k = 1$ (bez względu na wydłużenie), dla innych obrysów wartość



*3.14. Wpływ kształtu skrzydła na intensywność opływu jego końców, a więc i na wartość oporu indukowanego*

$k$ jest zawsze większa od jedności. Najmniejszy więc opór indukowany przy tych samych wydłużeniach mają zawsze skrzydła eliptyczne, niestety trudności wykonawcze skłaniają konstruktorów do stosowania innych obrysów.

W przypadku samolotów szybkich, latających na małych współczynnikach siły nośnej, opór indukowany jest stosunkowo mały w normalnych stanach lotu. Natomiast w przypadku szybowców, wykorzystujących często duże współczynniki siły nośnej, opór indukowany jest poważnym składnikiem oporu skrzydła. W tym tkwi przyczyna, dla której wydłużenia skrzydeł szybowców są większe od wydłużeń skrzydeł samolotów.

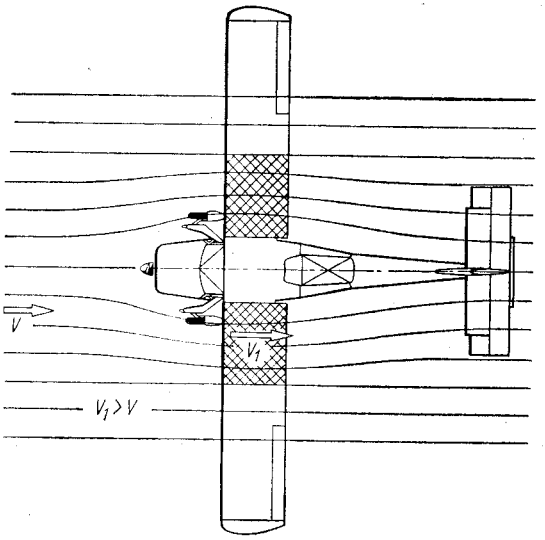



*3.15. Wartość stałej k współczynnika oporu indukowanego w zależności od obrysu skrzydła*

**Opór interferencyjny**

Poszczególne elementy samolotu, na przykład skrzydło, kadłub, usterzenia, oddziałują na siebie niekorzystnie z punktu widzenia oporu. Oznacza to, że opór wypadkowy samolotu jest większy niż wynikałoby to z sumy oporów poszczególnych jego elementów. Ten dodatkowy opór nazwano oporem interferencyjnym, tj. oporem wzajemnego oddziaływania. Najsilniejsza interferencja występuje między skrzydłem i kadłubem. Zjawisko to można wytłumaczyć w następujący sposób.

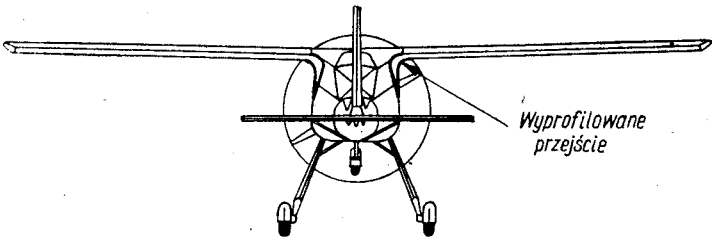
W przypadku opływania przez powietrze zespołu skrzydło-kadłub, jak to przedstawiono na rysunku 3.16, prędkość strug powietrza w przykadłubowych częściach skrzydeł jest większa od prędkości lotu, podobnie jak




*3.16. Przyrost prędkości powietrza opływającego kadłub jest jednym ze źródeł oporu interferencyjnego*

na rysunku 3.9. Zakreskowane na rysunku części skrzydła napotykają wtedy większy opór niż w laboratorium, w którym badano oddzielnie skrzydło, ponieważ nie występował tam wspomniany przyrost prędkości opływu w części przykładłubowej.

Drugim źródłem oporu interferencyjnego może być również złe ukształtowanie przejścia skrzydła w kadłub. Wyjaśniono to na rysunku 3.17, na którym widzimy, że w dolnej części przejścia skrzydła w kadłub tworzy się jak gdyby dysza, w której może nastąpić oderwanie strug powietrza od ścian skrzydła i kadłuba. Oderwaniu temu towarzyszy oczywiście wzrost oporu kształtu zespołu. Wyprofilowując odpowiednio wspomniane przejście można zmniejszyć rozbieżność wspomnianej dyszy i uniknąć, a co najmniej zmniejszyć niekorzystną interferencję.




*3.17. Wyprofilowane przejścia skrzydła w kadłub, zmniejszające opór interferencyjny*

Nie bez wpływu jest tu również wzajemne usytuowanie skrzydła i kadłuba. Interferencja grzbietopłatów jest najczęściej mniejsza niż średnio- i dolnopłatów i zmienia się ze zmianą kąta zaklinowania skrzydła z kadłubem.

**Opór szczelinowy**

Jakakolwiek szczelina w skrzydle powoduje wyrównywanie różnicy ciśnień po obydwóch stronach skrzydła. Zjawisku temu towarzyszą straty energii, a najczęściej także powstawanie zawirowań. Powstaje wówczas dodatkowy opór, zwany oporem szczelinowym. Uszczelnienie wszelkich otworów w skrzydle zwalcza ten opór skutecznie.

## 3.4

## ZALEŻNOŚĆ WSPÓŁCZYNNIKA OPORU I SIŁY NOŚNEJ OD KĄTA NATARCIA

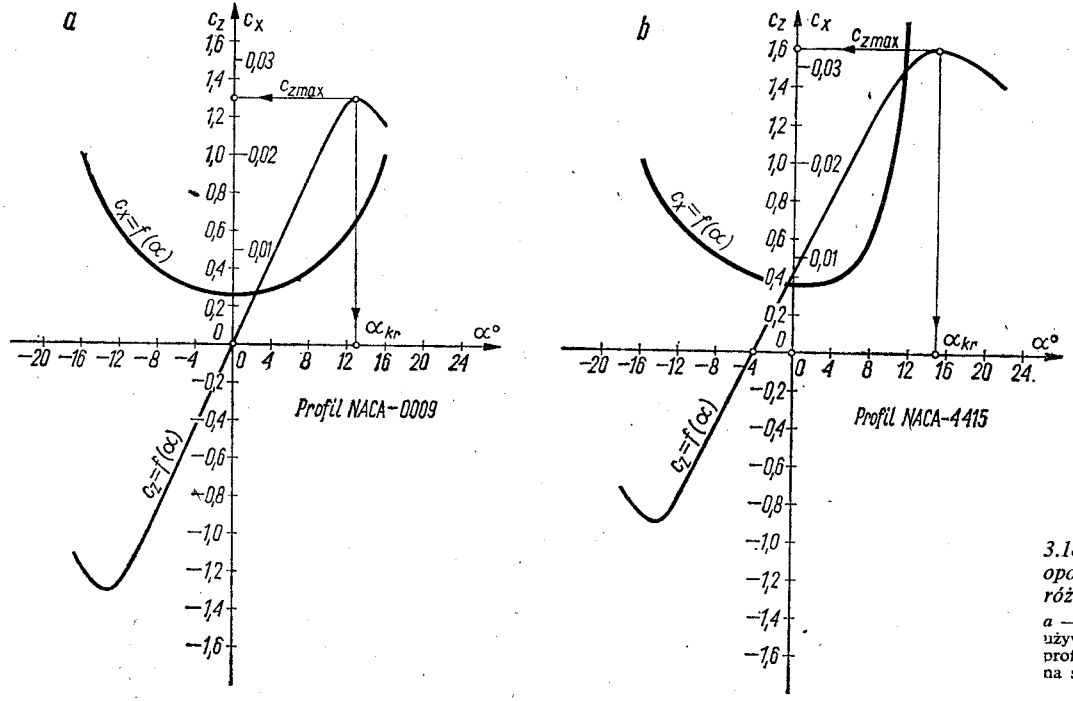
Wartość współczynników oporu i siły nośnej podawane są przez laboratoria aerodynamiczne bądź w postaci tablic, bądź w postaci tablic i wykresów.

Kształt ciała z zasady podawany jest za pomocą tablic zawierających współrzędne obrysu, natomiast wartość współczynników aerodynamicznych podawana jest najczęściej za pomocą wykresów. Takie właśnie wykresy dla współczynników oporu i siły nośnej dla dwóch różnych profilów aerodynamicznych zestawiono na rysunku 3.18. Na osi poziomej układu współrzędnych odmierzono kąty natarcia, określające jednoznacznie ustawienie profilu względem kierunku ruchu.

Wykres na rysunku 3.18*a* przedstawia współczynniki profilu symetrycznego używanego najczęściej na usterzenia, natomiast wykres na rysunku 3.18*b* przedstawia współczynniki aerodynamiczne profilu niesymetrycznego używanego na skrzydła. Porównując ze sobą oba wspomniane wykresy widzimy duże ich podobieństwo. W obu przypadkach:

— w dużym zakresie kątów natarcia współczynnik siły nośnej $c_z$ zmienia się liniowo z kątem natarcia,

— dla pewnej wartości kąta natarcia, zwanej krytycznym kątem natarcia $\alpha_{kr}$, współczynnik ten osiąga swą największą wartość — $c_{z\,max}$,




*3.18. Wykresy współczynnika oporu i siły nośnej dla różnych kątów natarcia*

*a* — dla profilu symetrycznego, używanego na usterzenia, *b* — dla profilu niesymetrycznego, stosowanego na skrzydła

— współczynnik oporu $c_x$ ma małe wartości dla małych kątów natarcia i wzrasta stosunkowo gwałtownie dla większych dodatnich lub ujemnych kątów natarcia.

Oba wykresy różnią się natomiast tym, że:

— profil niesymetryczny ma w porównaniu z profilem symetrycznym krzywą współczynnika siły nośnej jak gdyby przesuniętą w lewo i do góry,

— opór profilu niesymetrycznego jest nieco większy od oporu profilu symetrycznego (oczywiście, przy tej samej jego grubości),

— największa wartość współczynnika siły nośnej profilu niesymetrycznego jest również większa od tej wartości profilu symetrycznego,

— kąt natarcia, dla którego współczynnik siły nośnej profilu symetrycznego jest równy zeru, jest różny od zera dla profilu niesymetrycznego.

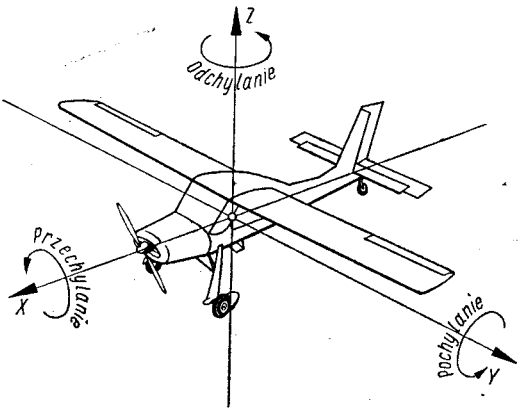
# Rozdział 4

# URZĄDZENIA AERODYNAMICZNE

## 4.1

## STERY

Dowolne położenie samolotu w przestrzeni pilot osiąga przez obracanie samolotu dookoła trzech osi, pokazanych na rysunku 4.1. Do zmiany położenia samolotu służą usterzenia. Usterzenia mogą działać na różnych zasadach, najczęściej jednak stosowane są rozwiązania konwencjonalne, a mianowicie: lotki, usterzenie wysokości oraz usterzenie kierunku.

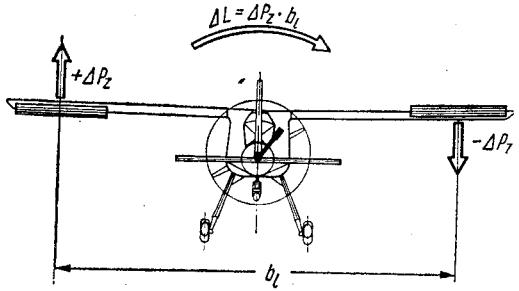



*4.1. Trzy osie, X, Y, Z, dookoła których samolot obraca się w czasie lotu*

**Lotki**

Obrót samolotu dookoła osi $X$ nazywany jest przechyleniem. Usterzenie umożliwiające przechylanie samolotu nosi nazwę usterzenia poprzecznego, zwanego popularnie lotkami.

Lotki są ruchomymi elementami przy krawędzi spływu końcowych części skrzydeł. Są one sprzężone ze sobą i połączone z drążkiem sterownicy.

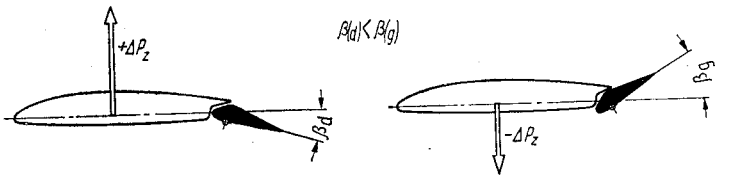



*4.2. Działanie lotek, polegające na zmianie wysklepienia skrzydeł, w wyniku czego tworzy się moment przechylający L*

Przechylenie drążka na przykład w prawo (rys. 4.2) wychyla lotkę prawego skrzydła w górę, lewego zaś w dół, a więc zmniejsza wysklepienie profilu skrzydła prawego, powiększa natomiast wysklepienie profilu skrzydła lewego. Zmiana wysklepień wywołuje zmianę siły nośnej skrzydeł prawego i lewego, w wyniku czego samolot przechyla się w kierunku skrzydła prawego.

W przypadku jednakowych kątów wychyleń lotek w dół i górę opór skrzydła z lotką wychyloną w dół jest większy od oporu skrzydła z lotką wychyloną do góry z powodu różnicy oporu indukowanego i profilowego obu skrzydeł. Występuje wówczas moment kierunkowy, który usiłuje obrócić samolot w kierunku skrzydła uniesionego do góry, a więc odwrotnie niż potrzeba do prawidłowego wykonania zakrętu, jeżeli w tym właśnie celu został przez pilota samolot przechylony.

Aby wyeliminować ten niekorzystny moment kierunkowy lotek, stosuje się najczęściej tzw. różnicowe wychylenie lotek. Polega ono na tym, że lotka wychyla się w dół zawsze o mniejszy kąt niż przeciwna lotka w górę (jak widać to na rysunku 4.3), przez co na skrzydło z lotką wychyloną

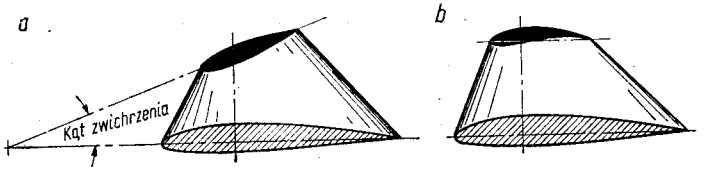



*4.3. Lotki z noskiem wychylane różnicowo*

w górę działa większy opór niż na skrzydło z lotką wychyloną w dół. Często, w celu zwiększenia tego efektu, stosuje się tzw. lotki z noskiem; nosek po wychyleniu lotki w górę wychyla się w dół z obrysu profilu skrzydła, zwiększając dodatkowo opór lotki.

Lotki dopóty działają skutecznie, dopóki opływ końców skrzydeł jest poprawny. W razie oderwania się strug powietrza w okolicy końców skrzydeł, na przykład przez osiągnięcie dużych kątów natarcia, skuteczność lotek słabnie, co zakłóca poprzeczną sterowność samolotu, a nawet czyni samolot niesterownym.

Dlatego też w celu przeciwdziałania tendencjom do odrywania się strug powietrza w lotkowych częściach skrzydła konstruktorzy stosują tzw. zwichrzenie skrzydeł. Polega ono bądź na geometrycznym zwichrzeniu końców skrzydeł przez nadanie przekrojom końcowym skrzydeł mniejszych kątów natarcia, bądź na zwichrzeniu aerodynamicznym przez zastosowanie na końcach skrzydeł różnych profilów, mianowicie na końcach skrzydeł stosuje się profile o mniejszej grubości, przy których oderwanie




*4.4. Zwichrzenie skrzydła*
*a* — geometryczne, *b* — aerodynamiczne

strug na dużych kątach natarcia jest mniej intensywne. W pierwszym przypadku mówi się o zwichrzeniu geometrycznym, w drugim zaś — o zwichrzeniu aerodynamicznym (rys. 4.4).

Innym sposobem przeciwdziałania tendencjom do oderwania strug w partiach lotkowych skrzydeł jest zastosowanie skrzeli.

**Usterzenie wysokości**

Obrót samolotu dookoła osi *Y* nazywany jest pochyleniem. Do pochylania samolotu służy tzw. usterzenie wysokości.

W rozwiązaniu konwencjonalnym usterzenie wysokości składa się z dwóch elementów:

— ze statecznika, stanowiącego przednią, nieruchomą część usterzenia oraz

— ze steru wysokości, stanowiącego tylną ruchomą część usterzenia wysokości.

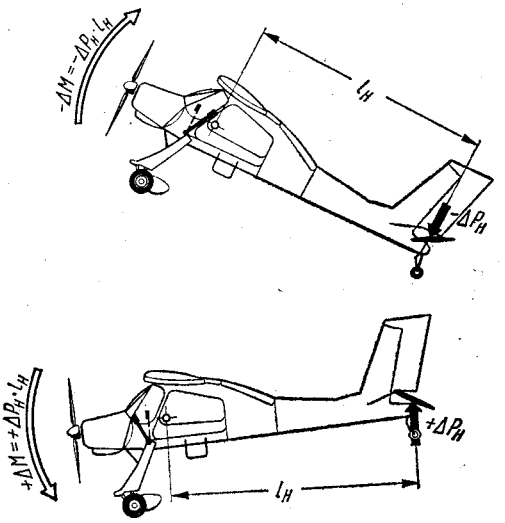
Statecznik wysokości połączony jest z kadłubem za pomocą okuć, przenoszących siły z usterzenia na kadłub, przy czym w niektórych typach samolotów możliwe jest „przestawienie" — na ziemi lub w locie — cięciwy statecznika względem osi kadłuba.

Ster wysokości mocowany jest do statecznika ruchomo na zawiasach i połączony układem linek lub popychaczy z drążkiem sterownicy w ten sposób, że:

— ruch sterownicy (drążka sterowego lub wolantu) ku pilotowi, zwany potocznie „ściąganiem", powoduje wychylenie steru wysokości w górę,
— ruch sterownicy od pilota, zwany potocznie „oddaniem", wywołuje wychylenie steru wysokości w dół.

Profil usterzenia wysokości, przy nie wychylonym sterze, jest najczęściej profilem symetrycznym. Wychylenie steru w górę powoduje ujemne wysklepienie profilu usterzenia, a więc zmniejszenie siły aerodynamicznej działającej na usterzenie, natomiast wychylenie steru w dół powoduje dodatnie wysklepienie profilu usterzenia i wzrost siły aerodynamicznej działającej na usterzenie (rys. 4.3).

Wspomniane zmiany siły aerodynamicznej $\Delta P_H$, działające na ramieniu $l_H$ względem środka ciężkości samolotu (rys. 4.5) pochylają samolot momentem $\Delta M = \Delta P_H \cdot l_H$ w dół lub w górę, zależnie od kierunku wychylenia steru, zmieniając kąt natarcia skrzydła samolotu, co prowadzi — jak dowiemy się z dalszych rozważań — do zmiany prędkości lotu oraz toru lotu w płaszczyźnie pionowej.




*4.5. Działanie usterzenia wysokości polega na wywoływaniu zmian siły na usterzeniu, dzięki czemu powstaje moment pochylający $\Delta M$*

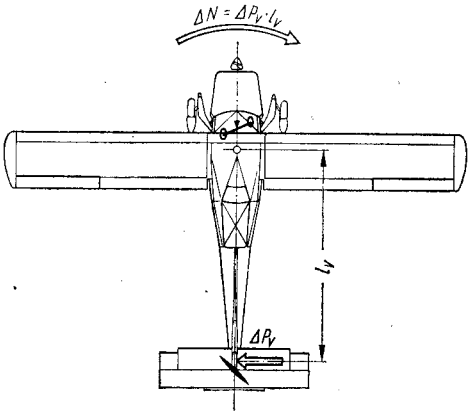
Innym rozwiązaniem konstrukcyjnym usterzenia wysokości jest jednoczęściowe tzw. usterzenie płytowe. Pod względem aerodynamicznym jest to po prostu obrotowo (względem osi $Y$) zamocowane skrzydło, a zmiany siły aerodynamicznej wytwarzanej przez nie osiąga się poprzez zmianę jego kąta natarcia.

**Usterzenie kierunku**

Obrót samolotu dookoła osi $Z$ nazywany jest odchyleniem. Odchylenie samolotu od kierunku lotu osiąga pilot przez odpowiednie wychylenia steru kierunku, będącego — podobnie jak ster wysokości — ruchomą częścią usterzenia kierunku. Statecznik kierunku, na którym zawieszony

jest za pomocą zawiasów ster, tworzy najczęściej jedną całość z tylną częścią kadłuba samolotu.

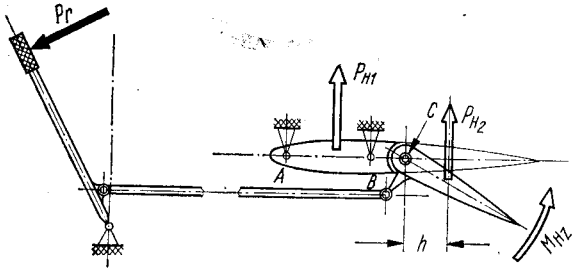
Ster kierunku połączony jest z tzw. pedałami. Wciśnięcie do przodu nogą na przykład prawego pedału wychyla ster kierunku w prawo (rys. 4.6), wskutek czego symetryczny do tej pory profil usterzenia staje się profilem wysklepionym i pojawia się na nim siła aerodynamiczna $\Delta P_v$




*4.6. Działanie usterzenia kierunku polega na wytworzeniu na usterzeniu siły aerodynamicznej, dzięki której powstaje moment odchylający $\Delta M$*

skierowana w lewo, która odchyla samolot w prawo momentem $\Delta N = \Delta P_v \cdot l_v$, działając na ramieniu $l_v$ względem środka ciężkości samolotu. Jak widzimy, obrót samolotu dookoła trzech osi może być dokonywany przez pilota przechyleniem i pochyleniem drążka sterownicy lub wolantu oraz wciskaniem jednego z pedałów. Ruchy te powodują wychylenia sterów, które wywołują żądane przez pilota zmiany sił aerodynamicznych na usterzeniach.

Im większe są usterzenia, wychylenia sterów i prędkość lotu, tym większe są także wspomniane zmiany sił. Ale wtedy wzrasta również wysiłek pilota potrzebny do sterowania samolotem. Siła aerodynamiczna np. $P_H$ usterzenia wysokości jest bowiem sumą sił składowych $P_{H1}$ oraz $P_{H2}$, działających na statecznik oraz na ster wysokości (rys. 4.7).




*4.7. Moment zawiasowy steru wysokości*

Siła $P_{H1}$ przenoszona jest ze statecznika na kadłub samolotu za pośrednictwem okuć (oznaczonych symbolicznie na rysunku 4.7 literami *A* oraz *B*) bez współdziałania pilota. Natomiast siła $P_{H2}$, działająca na ster wysokości w odległości *h* od jego osi obrotu *C*, usiłuje obrócić ster momentem:

$$M_{Hz} = P_{H2} \cdot h$$

zwanym momentem zawiasowym, czemu musi pilot przeciwdziałać, wywierając na drążek sterownicy siłę $P_r$.

Tak więc użycie sterów wiąże się z przyłożeniem do sterownic odpowiednich sił, niezbędnych zarówno do spowodowania obrotu samolotu względem jego osi, jak i do utrzymania stanu lotu innego niż wyjściowy. Siły na sterownicach są odpowiednio proporcjonalne do wywoływanych zmian ruchu lub zmian stanu lotu. Zatem pilot może wnioskować o przebiegu lotu z wartości sił przykładanych przez niego do poszczególnych sterownic. W potocznym języku nazywa się to czuciem.

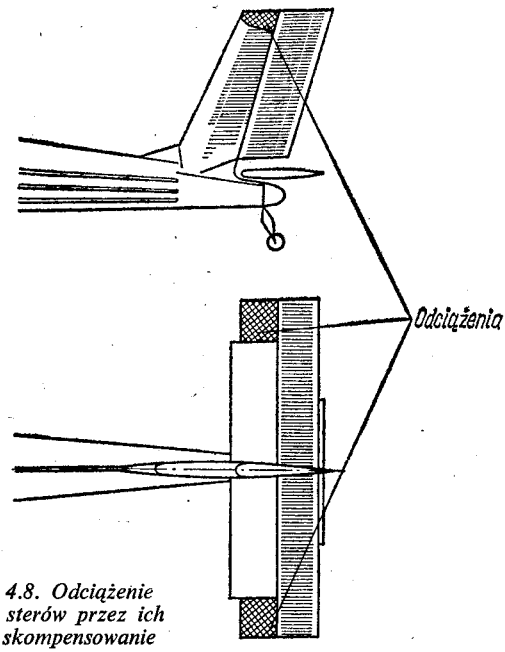
## 4.2

## URZĄDZENIA ODCIĄŻAJĄCE UKŁAD STEROWANIA

Aby zmniejszyć wysiłek i zmęczenie pilota, stosuje się tzw. odciążenia sterów. Polegają one najczęściej na:

— wysunięciu części powierzchni steru przed jego oś obrotu, nazywanym kompensacją steru lub wyważeniem aerodynamicznym,

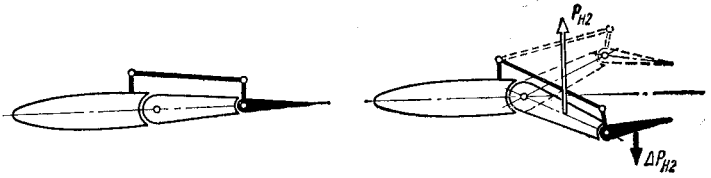
— zastosowaniu tzw. klapki odciążającej.




*4.8. Odciążenie sterów przez ich skompensowanie*

Wysuwając część powierzchni steru przed jego oś obrotu, zmniejszamy moment zawiasowy steru, ponieważ siła aerodynamiczna działająca na część steru wysuniętą przed zawias równoważy częściowo siłę działającą na pozostałą część steru, leżącą poza zawiasem. Odciążone są na przykład lotki z noskiem oraz stery, pokazane na rysunku 4.8.

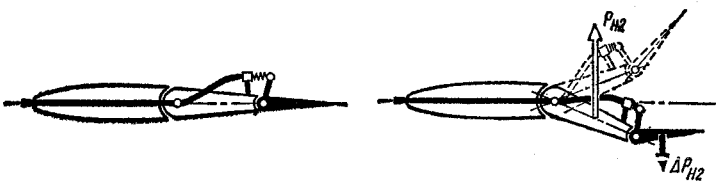
Zasadę działania klapki odciążającej, zwanej potocznie flettnerem, pokazano na rysunku 4.9. Dźwigienka klapki połączona jest ze stałym punktem na stateczniku za pomocą popychacza, wychylenie więc steru wywołuje automatycznie wychylenie klapki w przeciwnym niż ster kierunku. Siła aerodynamiczna $\Delta P_{H2}$, działająca na klapkę, równoważy częściowo siłę działającą na ster, zmniejszając jego moment zawiasowy, a więc i wysiłek pilota.




*4.9. Działanie klapki odciążającej*

Podobna w wyglądzie do klapki odciążającej jest tzw. klapka wyważająca, zwana potocznie trymerem. Cel tej klapki jest jednak nieco inny i nie należy tych klapek utożsamiać. Klapka wyważająca nie służy bowiem do zmniejszania momentu zawiasowego, lecz do całkowitego jego zrównoważenia przy dowolnie wybranym przez pilota wychyleniu steru.

Konstruktor tak dobiera ustawienie cięciwy statecznika wysokości względem cięciwy skrzydła, aby samolot zachowywał podłużną równowagę z nie wychylonym sterem wysokości przy obranej przez pilota prędkości. Aby zmienić prędkość lotu, pilot musi odpowiednio wychylić ster wysokości, musi jednak wtedy wywierać na drążek sterownicy pewną siłę, co jest uciążliwe, a w przypadku długiego lotu męczące. Dlatego też w samolotach stosuje się niekiedy przestawialne w locie stateczniki wysokości, które umożliwiają zmianę prędkości lotu przy nie wychylonym sterze wysokości. Rozwiązanie jest jednak konstrukcyjnie skomplikowane i ciężkie. Wad tych nie ma klapka wyważająca. Połączona jest ona cięgłem (rys. 4.10) z kabiną pilota, z której pilot może dowolnie ją ustawiać w stosunku do steru. Przy wychylonej klapce wyważającej i wolno puszczonym




*4.10. Działanie klapki wyważającej*

drążku sterownicy ster nie pozostaje w położeniu neutralnym (profil symetryczny), ale wychyla się tak, aby jego moment zawiasowy był równy zeru. Profil usterzenia przestaje być wtedy symetryczny, na usterzeniu pojawia się siła aerodynamiczna, a prędkość lotu ustala się — przy wolno puszczonym drążku — zgodnie z zamierzeniem pilota.

W praktyce zdarza się, że siły związane ze sterowaniem trzeba nie zmniejszyć, lecz przeciwnie — zwiększyć. Można to osiągnąć na drodze aerodynamicznej poprzez odwrotne podłączenie klapki odciążającej, czyniąc ją klapką dociążającą, lub poprzez włączenie w układ sterowania zespołu sprężyn o żądanej charakterystyce.

Siły niezbędne do sterowania samolotów dużych i latających z dużymi prędkościami są bardzo znaczne. W celu ułatwienia lub wręcz umożliwienia sterowania tymi samolotami stosuje się często wzmacniacze hydrauliczne. Ponieważ sterowanie poprzez wzmacniacz hydrauliczny nie wymaga znaczniejszych sił, pilot nie może wnioskować o stanie lotu według wartości użytej siły, dlatego w takich rozwiązaniach najczęściej stosuje się równolegle symulatory sił (np. sprężynowe), zastępujące pilotowi tzw. czucie.

## 4.3 URZĄDZENIA POWIĘKSZAJĄCE SIŁĘ NOŚNĄ

Siła nośna $P_z$ równoważy w locie poziomym ciężar samolotu. W czasie lądowania zależy nam na jak najmniejszej prędkości lotu, a prędkość zależy m.in. od współczynnika siły nośnej skrzydła.

Ze względu na lądowanie chcielibyśmy, aby skrzydło samolotu miało jak najbardziej „nośny" profil, na przykład jak wspomnieliśmy przy omawianiu rys. 3.18, profil mocno sklepiony. Niestety, takie profile poza tą jedyną zaletą, że mają wysoki współczynnik siły nośnej $c_{z\,max}$, mają dwie zasadnicze wady, a mianowicie:

— wyższe współczynniki oporu niż profile mało sklepione,

— niekorzystne położenie na profilu wypadkowej siły aerodynamicznej przy małych kątach natarcia, tak że skrzydło jest wtedy mocno skręcane.

Dlatego profile skrzydeł samolotów latających z dużymi prędkościami mają „mniej nośne", słabo wysklepione profile, a do lądowania zwiększa się ich nośność przez zastosowanie tzw. mechanizacji skrzydeł.

Urządzenia zaliczane do mechanizacji skrzydła można podzielić według zasad działania na trzy grupy, a mianowicie:

— urządzenia przeszkadzające oderwaniu się strug powietrza na grzbiecie skrzydła,

— urządzenia wysklepiające profil mało sklepiony na profil mocno sklepiony,

— urządzenia powiększające powierzchnię skrzydła.

Na skrzydle można zastosować jedno lub kilka tych urządzeń jednocześnie. Na rysunku 4.11 zestawiono różne urządzenia do podwyższania największego współczynnika siły nośnej skrzydła; z rysunku tego można od-

czytać, jak duży współczynnik $c_{z\,max}$ można osiągnąć przy zastosowaniu danej kombinacji urządzeń. Omówimy je pokrótce.

*1* — wyjściowy profil skrzydła,

*2* — ten sam profil, lecz ze skrzelem, zwanym niegdyś slotem,

*3* — urządzenie zwane klapą wysklepiającą (tylną),

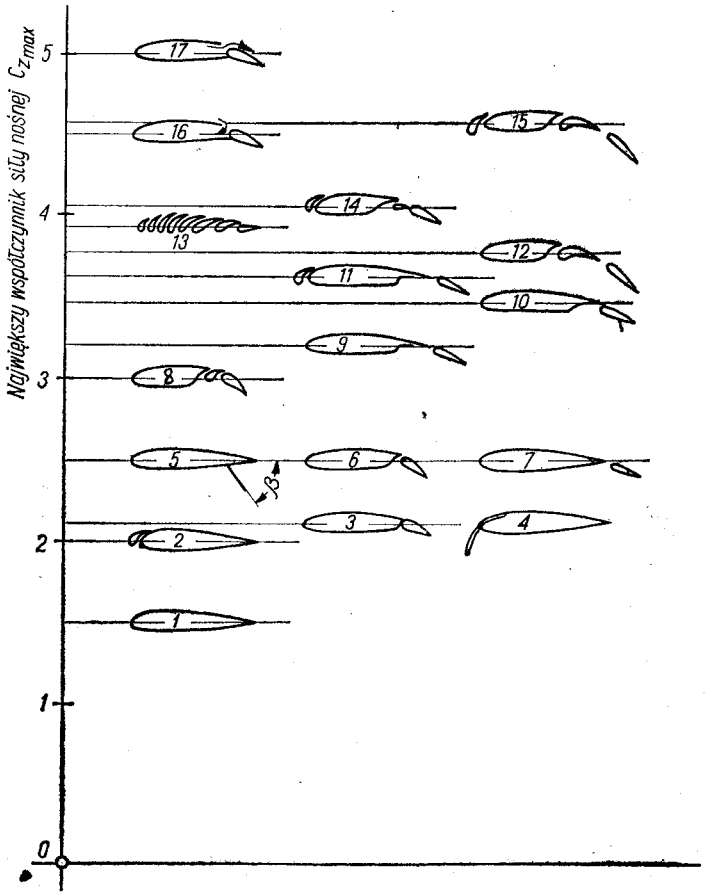
*4* — klapa przednia,

*5* — klapa krokodylowa (w tym przypadku wychyla się w dół jedynie część dolnego pokrycia skrzydła),

*6* — klapa szczelinowa (różni się ona od klapy wysklepiającej jedynie istnieniem szczeliny pomiędzy nią a skrzydłem),

*7* — klapa szczelinowa nie „leżąca" w profilu, lecz znajdująca się poza skrzydłem,

*8* — wzmocnienie działania klapy szczelinowej przez zastosowanie pewnego rodzaju skrzela w szczelinie,



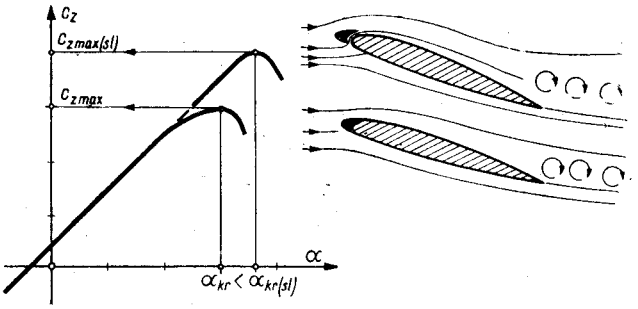

*4.11. Urządzenia służące do zwiększania siły nośnej skrzydła*

*9* — tzw. poszerzacz (z tylnej, dolnej części skrzydła wysuwa się do tyłu pewien rodzaj klapy),
*10* — połączenie poszerzacza z klapą krokodylową,
*11* — połączenie poszerzacza ze skrzelem,
*12* — połączenie klapy szczelinowej z poszerzaczem,
*13* — tzw. wieloskrzele lub multislot,
*14* — połączenie skrzela z klapą szczelinowo-skrzelową,
*15* — jednocześnie trzy urządzenia, a mianowicie: skrzele z klapą szczelinową oraz poszerzaczem,
*16* — klapa wysklepiająca połączona z odsysaniem warstwy przyściennej na grzbiecie skrzydła,
*17* — połączenie klapy wysklepiającej z wdmuchiwaczem strumienia powietrza na grzbiet skrzydła.

Z zestawionych urządzeń, służących do powiększania siły nośnej skrzydła, najczęściej są stosowane w samolotach sportowych: skrzela, klapy wysklepiające i krokodylowe oraz poszerzacze, w związku z czym poświęcimy im kilka uwag.

**Skrzela**

Rozważając powstawanie oporu kształtu wspomnieliśmy, że przyczyną oderwania strug od powierzchni opływanego ciała jest utrata w pewnym miejscu energii ruchu przez cząstki powietrza poruszające się w warstwie przyściennej. W przypadku skrzydła samolotu zwiększenie energii cząsteczek powietrza w warstwie przyściennej zapobiega skutecznie odrywaniu się cząsteczek od powierzchni skrzydła. Dokonać tego można kilkoma sposobami. Najprostszym z nich jest wyposażenie skrzydła w skrzele.

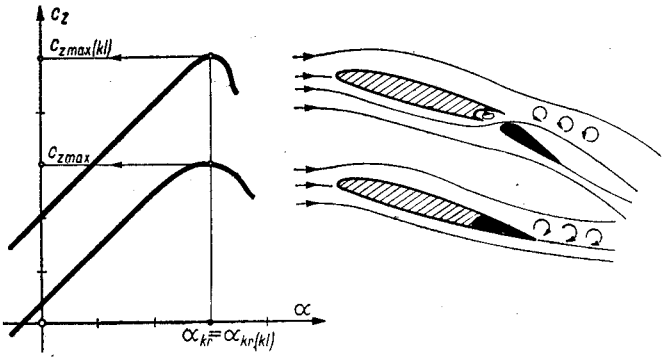



*4.12. Działanie skrzeli i ich wpływ na największą wartość współczynnika siły nośnej*

Na dużych kątach natarcia przez szczelinę pomiędzy skrzelem i skrzydłem przepływa strumień powietrza. Strumień ten wzbogaca swoją energią ruchu energię strug przepływających wzdłuż grzbietu skrzydła, przeszkadzając ich oderwaniu, co umożliwia osiągnięcie większych krytycznych kątów natarcia, a więc i większych wartości współczynnika siły nośnej (rys. 4.12).

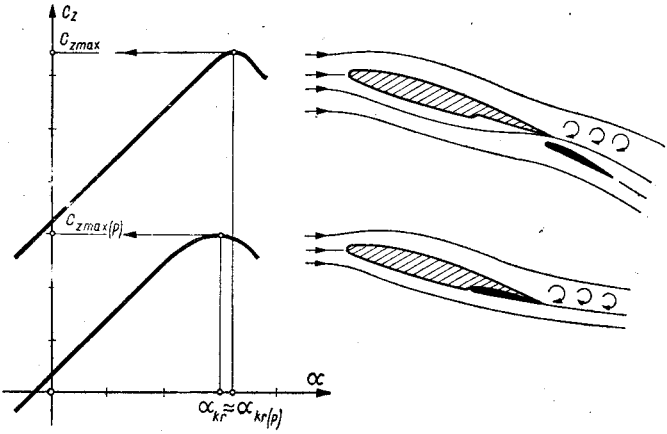
**Klapa wysklepiająca (tylna)**

Na podstawie rysunku 3.18 stwierdziliśmy, że profil wysklepiony ma większą wartość $c_{z\,max}$ niż profil symetryczny. Twierdzenie to można uogólnić: im profil skrzydła jest bardziej wysklepiony, tym maksymalna wartość jego współczynnika siły nośnej jest większa.
Ponieważ jednak wraz ze wzrostem wysklepienia profilu rośnie również jego opór, nie udało się do tej pory opracować uniwersalnego profilu, który miałby i wysoką siłę nośną, i mały opór. Wobec tego konstruktorzy




*4.13. Działanie klapy wysklepiającej i jej wpływ na największą wartość współczynnika siły nośnej*

opracowali tzw. klapę wysklepiającą, która umożliwia dowolną zmianę stopnia wysklepienia profilu. Wychylając w dół klapę zwiększamy opór profilu, ale otrzymujemy jednocześnie znaczny wzrost współczynnika siły nośnej. Nie zmienia się przy tym zasadniczo krytyczny kąt natarcia, jak to widać z wykresu na rysunku 4.13.




*4.14. Działanie poszerzacza i jego wpływ na największą wartość współczynnika siły nośnej*

**Poszerzacz**

Zwiększenie powierzchni skrzydła zwiększa oczywiście jego siłę nośną. Z kilku możliwych rozwiązań konstrukcyjnych najczęściej stosowany jest tzw. poszerzacz, zwany czasem faulerem (ang. *Fowler*, rys. 4.14). Jest to jak gdyby klapa wysklepiająca, która wysuwa się do tyłu o głębokość swej cięciwy i wychyla jednocześnie o pewien kąt.

Z opisanych urządzeń poszerzacz najskuteczniej zwiększa siłę nośną. Jest niestety urządzeniem skomplikowanym i ciężkim, dlatego stosuje się go rzadko w lekkich samolotach sportowych.

Z opisanych urządzeń najprostsze konstrukcyjnie są klapy wysklepiające lub krokodylowe, które w przeciwieństwie do skrzela, nie zwiększają w wyczuwalnym stopniu krytycznego kąta natarcia, przez co nie wymagają wysokiego — jak w przypadku skrzela — podwozia do lądowania „na trzy punkty". Z tych powodów chętnie są stosowane przez konstruktorów samolotów lekkich.

## Rozdział 5

# BIEGUNOWA AERODYNAMICZNA

### 5.1

### BIEGUNOWA PROFILU

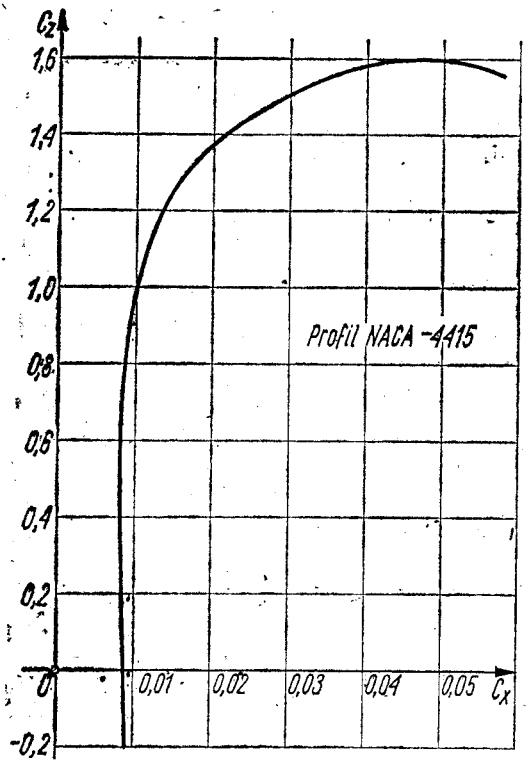
Przedstawione na rysunku 3.18 wykresy nie są jedyną możliwością graficznego ujęcia wartości współczynników aerodynamicznych profilu. Bardzo wygodnie jest przedstawić te wielkości za pomocą tzw. biegunowej. W tym przypadku na poziomej osi układu współrzędnych nanosi się podziałkę dla współczynnika oporu, a na osi pionowej podziałkę dla współczynnika siły nośnej. Odczytując kolejno z tablicy lub wykresu (patrz rys. 3.18) wartości tych współczynników dla różnych kątów natarcia, odmierza się ich wartości na wspomnianym wyżej układzie współrzędnych, otrzymując z szeregu punktów wspomnianą biegunową. Na rys. 5.1 pokazano biegunową profilu, sporządzoną z wykresu przedstawionego na rysunku 3.18*b*.

Nie tylko własności aerodynamiczne profilu, ale także i skrzydła lub całego samolotu można przedstawić za pomocą biegunowej. Będziemy z tego korzystali w dalszych rozważaniach.

### 5.2

### BIEGUNOWA SKRZYDŁA I SAMOLOTU

W dotychczasowych rozważaniach omówiliśmy własności aerodynamiczne skrzydła, a w szczególności mechanizm powstawania siły nośnej i oporu. Dowiedzieliśmy się, że można te dwie wielkości przedstawić za pomocą biegunowej.




*5.1. Biegunowa profilu (współczynniki siły nośnej oraz oporu podano na rys. 3.18b)*

Poza skrzydłem, które jest głównym elementem płatowca, siła aerodynamiczna działa również na kadłub, usterzenia i podwozie. Wypadkowa siła jest oczywiście sumą sił aerodynamicznych, działających na wszystkie elementy.

Wypadkową siłę aerodynamiczną działającą na skrzydło rozłożyliśmy na siłę nośną i opór. Tak samo możemy postąpić w przypadku pozostałych elementów. Okazuje się jednak, że jeśli siła nośna skrzydła w porównaniu z jego oporem — w zakresie użytkowych kątów natarcia — jest wielokrotnie większa, to w przypadku kadłuba — odwrotnie — jego siła nośna jest znikoma w porównaniu z jego oporem. Nie popełnimy więc wielkiego błędu, gdy przyjmiemy, że wypadkowa siła aerodynamiczna działająca na kadłub składa się tylko z oporu.

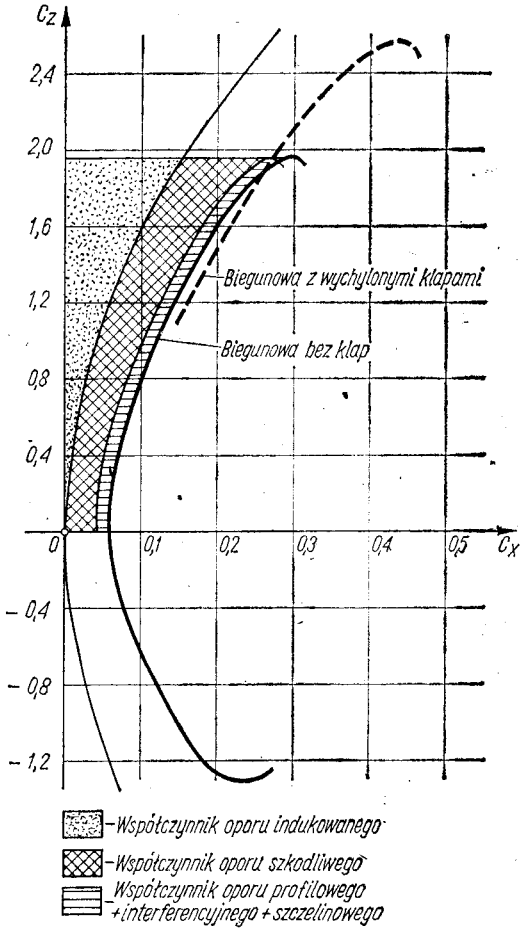
Podobnie możemy postąpić z usterzeniami. Ich bowiem siła nośna jest niewielka w porównaniu z siłą nośną skrzydła. Omówimy ją w rozdziale o stateczności samolotu.

Z dostateczną więc dokładnością możemy przyjąć, że:

— siła nośna samolotu równa jest sile nośnej płata,

— opór samolotu jest sumą oporów płata, kadłuba, usterzeń i podwozia.

Ponieważ oporom kadłuba, usterzeń i podwozia nie towarzyszy „dobroczynna" siła nośna, sumę oporów kadłuba, usterzeń i podwozia — oczywiście ze wszystkimi ich elementami, jak zastrzały itp. — nazywamy oporem szkodliwym.




*5.2. Tworzenie biegunowej samolotu z biegunowej skrzydeł przez sumowanie poszczególnych oporów*

Wartości siły nośnej i oporu samolotu oblicza się za pomocą tych samych zależności, jak w przypadku skrzydła:

$$P_z = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}$$

$$P_x = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}$$

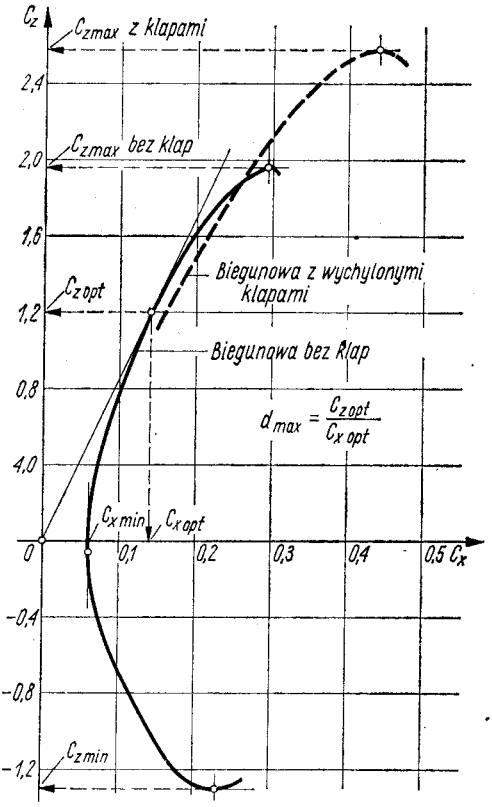
Musimy jednak pamiętać, że współczynniki siły nośnej i oporu dotyczą całego samolotu, a więc:

— współczynnik siły nośnej samolotu jest równy współczynnikowi siły nośnej skrzydeł,

— współczynnik oporu samolotu jest równy współczynnikowi oporu skrzydeł, powiększonemu o współczynnik oporów szkodliwych.

Sam zaś współczynnik oporu skrzydeł jest sumą współczynników oporu: indukowanego, tarcia, kształtu, interferencyjnego i szczelinowego.

Oczywiście, współczynniki siły nośnej i oporu samolotu możemy przedstawić — analogicznie jest dla profilu — za pomocą biegunowej, w tym przypadku zwanej biegunową samolotu. Na rysunku 5.2 przedstawiono obrazowo tworzenie biegunowej samolotu z biegunowej skrzydeł przez sumowanie się poszczególnych oporów.




*5.3. Charakterystyczne wielkości biegunowej samolotu*

Przedstawianie własności aerodynamicznych samolotu za pomocą biegunowej jest bardzo praktyczne, umożliwia bowiem szybkie odczytanie kilku charakterystycznych wielkości, mówiących o jakości samolotu, na przykład:

— poprowadzenie poziomej stycznej do wierzchołka biegunowej (rys. 5.3) pozwala na odczytanie największej wartości współczynnika siły nośnej, $c_{z\,max}$,

— poprowadzenie stycznej pionowej do biegunowej umożliwia odczytanie wartości najmniejszej współczynnika oporu, $c_{x\,min}$,

— styczna do biegunowej, wychodząca z początku układu współrzędnych, umożliwia odczytanie wartości tzw. optymalnego współczynnika siły nośnej i związanego z nim współczynnika oporu, odpowiadających punktowi styczności, co z kolei umożliwia obliczenie stosunku tych współczynników, będącego miarą doskonałości aerodynamicznej samolotu, $d$:

$$d_{max} = \frac{c_{zopt}}{c_{xopt}}$$

Wszystkie te wielkości będą omawiane w dalszych rozdziałach.

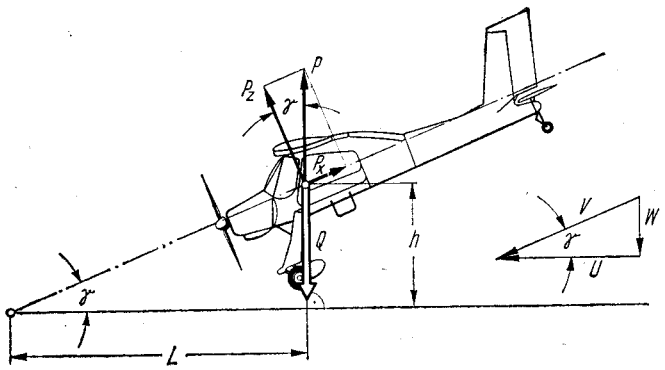
## Rozdział 6

# SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SAMOLOT W USTALONYM LOCIE PROSTOLINIOWYM

### 6.1

### LOT ŚLIZGOWY

Lotem ślizgowym nazywamy lot samolotu z wyłączonym silnikiem lub z przymkniętą przepustnicą silnika, to znaczy lot, w którym ciąg śmigła ma wartość zerową, $T = 0$. Tor lotu w locie ślizgowym nachylony jest ku ziemi pod kątem $\gamma$.




*6.1. Siły działające na samolot w locie ślizgowym*

Siły działające na samolot przedstawiono na rysunku 6.1. Zgodnie z dotychczasowymi rozważaniami, wypadkową siłę aerodynamiczną $P$ możemy rozłożyć na tym rysunku na:

— opór $P_x$, równoległy do toru lotu,

— siłę nośną $P_z$, prostopadłą do toru lotu.

Jeżeli przez $Q$ oznaczymy ciężar samolotu, a przez $P$ wypądkową siłę aerodynamiczną, to równowagę sił działających na samolot w locie możemy wyrazić zależnością:

$$Q = P = c \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \qquad (6.1)$$

gdzie:

$c$ — współczynnik wypadkowej siły aerodynamicznej,

$S$ — powierzchnia skrzydeł samolotu,

$v$ — prędkość lotu ślizgowego,

$\varrho$ — gęstość powietrza.

W zakresie małych kątów toru lotu — a do takich ograniczamy nasze rozważania — wypadkowa siła aerodynamiczna $P$ niewiele różni się od siły nośnej $P_z$, co widać wyraźnie na rysunku 6.1. W takim przypadku z wystarczającą dokładnością możemy napisać, że w locie ślizgowym:

$$Q \approx P_z = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \qquad (6.2)$$

Wzór (6.2) ujmuje wzajemną zależność między: ciężarem samolotu $Q$, powierzchnią jego skrzydeł $S$, współczynnikiem siły nośnej $c_z$ i prędkością lotu ślizgowego $v$. Prędkość lotu możemy obliczyć przez przekształcenie zależności (6.2):

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{c_z}} \qquad (6.3)$$

Jak widzimy, prędkość lotu ślizgowego jest tym większa, im większy jest stosunek ciężaru samolotu do powierzchni jego skrzydeł ($Q/S$), który nazywamy obciążeniem jednostkowym skrzydła, oraz im mniejszy jest współczynnik siły nośnej $c_z$ w czasie lotu.

Ponieważ kąt toru lotu ślizgowego jest różny od zera, samolot lecąc z prędkością $v$ opada ku ziemi z prędkością $w$ — jak widać z trójkąta prędkości $u$, $v$, $w$ na rysunku 6.1. Ponieważ wektory prędkości $v$ oraz $u$ tworzą również między sobą kąt $\gamma$, z podobieństwa trójkątów możemy napisać:

$$\frac{w}{v} = \frac{P_x}{P}$$

a przyjąwszy, jak poprzednio, że wypadkowa siła aerodynamiczna niewiele się różni od siły nośnej, otrzymujemy zależności:

$$\frac{w}{v} \approx \frac{P_x}{P_z} = \frac{c_x}{c_z} \cdot \frac{1}{d} \qquad (6.4)$$

lub

$$w = \frac{v}{d}$$

Prędkość opadania jest więc równa prędkości lotu, podzielonej przez doskonałość samolotu w locie.

Analogiczną zależność otrzymujemy — również z podobieństwa trójkątów — między przelecianą przez samolot odległością $L$ w spokojnym powietrzu a wysokością $h$, którą samolot utracił w czasie tego lotu:

$$L = h \cdot d \tag{6.5}$$

W locie ślizgowym samolot przelatuje więc odległość równą wysokości utraconej w czasie tego lotu, pomnożonej przez doskonałość samolotu w locie.

Już z tych dwóch przykładów widzimy, jak wielką rolę odgrywa doskonałość samolotu. Ponieważ jest ona stosunkiem współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu, nic dziwnego, że konstruktorzy tak skrupulatnie zwalczają każde źródło dodatkowego oporu, nawet za cenę komplikacji konstrukcji.

## 6.2

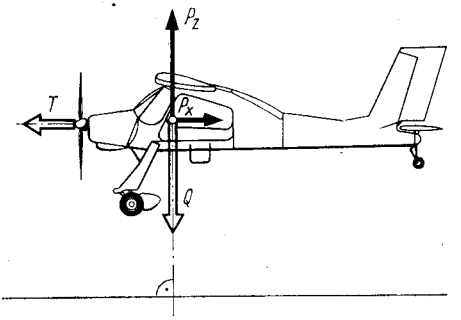
## LOT POZIOMY

W locie poziomym ciężar samolotu $Q$ zrównoważony jest przez siłę nośną $P_z$, opór samolotu zaś $P_x$ pokonywany jest przez ciąg śmigła $T$, jak widzimy to na rysunku 6.2.

$$Q = P_z = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \tag{6.6}$$

$$T = P_x = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \tag{6.7}$$

przy czym obie te zależności muszą być spełnione jednocześnie.




*6.2. Siły działające na samolot w locie poziomym*

Z pierwszej z wyżej podanych zależności możemy obliczyć prędkość lotu poziomego dla różnych kątów natarcia, a więc różnych wartości współczynnika siły nośnej $c_z$:

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{c_z}} \tag{6.8}$$

Porównując zależność (6.8) z zależnością (6.3) widzimy, że są identyczne, co oznacza, że obciążenie jednostkowe skrzydła $Q/S$ oraz współczynnik jego siły nośnej wpływają tak samo na prędkość lotu poziomego, jak na lot ślizgowy.

Po podzieleniu zależności (6.7) przez (6.6) widzimy, że:

$$\frac{T}{Q} = \frac{c_x}{c_z}$$

a więc:

$$T = Q \cdot \frac{c_x}{c_z} = \frac{Q}{d} \tag{6.9}$$

Ciąg śmigła w locie poziomym równy jest więc ciężarowi samolotu podzielonemu przez doskonałość aerodynamiczną samolotu.

Najmniejszy ciąg w locie poziomym potrzebny jest w czasie lotu na optymalnym kącie natarcia $\alpha_{opt}$, dla którego, jak już wiemy, doskonałość samolotu osiąga swą największą wartość. Prędkość lotu na tym kącie natarcia nazywamy prędkością optymalną i oznaczamy przez $v_{opt}$.

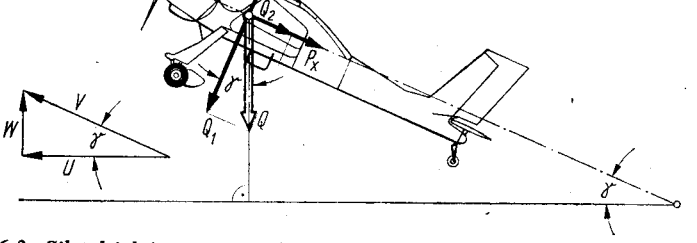
Wspomnieliśmy, że w locie poziomym muszą być spełnione jednocześnie obie zależności — (6.6) oraz (6.7). W tym celu dla każdego położenia drążka sterownicy (od którego zależy kąt natarcia skrzydła, a więc — jak wynika z zależności 6.6 — i prędkość lotu poziomego) pilot musi dobrać takie otwarcie przepustnicy silnika, aby ciąg śmigła $T$ równoważył opór samolotu.

## 6.3

## LOT WZNOSZĄCY

Na rysunku 6.3 pokazano wzajemne rozmieszczenie sił działających na samolot w locie wznoszącym. Ciąg śmigła $T$ oraz opór $P_x$ są równoległe do toru lotu nachylonego pod kątem $\gamma$ do ziemi, siła nośna $P_z$ jest prostopadła do toru lotu, ciężar zaś samolotu $Q$ jest prostopadły do ziemi.

Z rysunku tego widzimy, że siła nośna $P_z$ nie równoważy w tym przypadku całkowitego ciężaru samolotu, lecz jedynie jego składową $Q_1$, prostopadłą




*6.3. Siły działające na samolot w locie wznoszącym*

do toru lotu, natomiast ciąg śmigła $T$ pokonuje w tym przypadku nie tylko opór samolotu $P_x$, jak w locie poziomym, lecz również składową $Q_2$ ciężaru samolotu, równoległą do toru lotu.
Możemy więc napisać, że:

$$P_z = Q_1 = Q \cdot \cos \gamma \tag{6.10}$$

$$T = P_x + Q_2 = P_x + Q \cdot \sin \gamma \tag{6.11}$$

Zależność (6.11) możemy napisać w postaci:

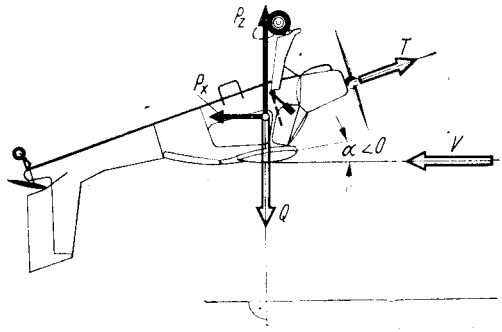
$$\sin \gamma = \frac{T - P_x}{Q}$$

Z zależności tej wynika, że:
— kąt wznoszenia samolotu jest tym większy, im większa jest nadwyżka ciągu śmigła $T$ nad oporem samolotu $P_x$ oraz im mniejszy jest ciężar samolotu $Q$.
— w przypadku gdy ciąg śmigła $T$ jest równy oporowi samolotu $P_x (T - P_x = 0)$, $\sin \gamma = 0$, a więc kąt $\gamma = 0$, to znaczy, że mamy do czynienia z lotem poziomym,
— w przypadku gdy ciąg śmigła $T$ jest mniejszy od oporu samolotu $P_x$, $\sin \gamma$, a więc i kąt toru lotu $\gamma$ otrzymują wartości ujemne, co oznacza, że samolot obniża lot, przechodząc w lot ślizgowy, gdy $T = 0$.

## 6.4 LOT ODWRÓCONY

Rysunek 3.18 (p. rozdz. 3) obrazuje zależność współczynników siły nośnej i oporu od kąta natarcia profilu. Z rysunku tego wynika, że w przypadku profilu symetrycznego pojęcie „grzbiet" i „dół" profilu są względne, bo współczynniki siły nośnej i oporu są identyczne przy dodatkowych oraz ujemnych kątach natarcia, jeżeli ich bezwzględne wartości są takie same. Inaczej przedstawia się sprawa w przypadku profilu niesymetrycznego. Na takim profilu również na ujemnych kątach natarcia powstaje siła nośna oraz opór, ale profil niesymetryczny w pozycji odwróconej jest profilem aerodynamicznie gorszym niż w pozycji normalnej. Konkretnie, na przykład w przypadku profilu NACA-4415, którego dane zamieszczono na rysunku 3.18*b*, największa wartość współczynnika siły nośnej wynosi:
— w pozycji normalnej $c_{z\,max} = 1{,}6$,
— w pozycji odwróconej $c_{z\,max} = 0{,}9$.
Już te dane informują, że samolot może latać również w pozycji odwróconej, na ujemnych kątach natarcia, ale osiągi jego są wówczas gorsze niż w locie normalnym ze względu na niekorzystne własności aerodynamiczne skrzydła w zakresie ujemnych kątów natarcia.
W rzeczywistości własności samolotu w locie odwróconym są gorsze niż można przypuszczać wyłącznie na podstawie pogorszenia się własności aerodynamicznych skrzydła, ponieważ opór szkodliwy dla samolotu w locie odwróconym jest znacznie większy niż w locie zwykłym. Spowodo-

wane to jest bardziej „zadartą" pozycją kadłuba samolotu (rys. 6.4) w locie odwróconym, wynikającą z takiego „dodatniego" ustawienia przez konstruktora cięciwy skrzydła względem osi kadłuba, aby możliwe było lądowanie samolotu na trzy punkty. Poza tym ster wysokości jest bardzo wychylony, tworząc większy opór niż w locie normalnym.




*6.4. Siły działające na samolot w locie odwróconym*

Obciążenie samolotu w locie odwróconym jest ujemne, to znaczy że siła nośna skierowana jest w kierunku podwozia. Współczynniki przeciążenia mają więc wartości ujemne. Ich bezwzględne wartości oblicza się z zależności identycznych do podanych przy omawianiu lotu normalnego.
Podczas wykonywania lotu w pozycji odwróconej lub odwróconych figur akrobacji należy pamiętać, że główne zespoły samolotu nie mają jednakowej wytrzymałości „w obie strony". Zwykle dopuszczalne współczynniki przeciążenia w locie odwróconym są znacznie mniejsze od dopuszczalnych współczynników przeciążenia w locie normalnym i wynoszą najczęściej ich połowę lub niewiele więcej niż połowę. Podyktowane to jest koniecznością nieprzewymiarowania elementów konstrukcyjnych samolotu w ramach zwalczania jego ciężaru. O tym pilot powinien zawsze pamiętać i wykonywać ewolucje odwrócone odpowiednio łagodniej.

## 6.5

## LOT NURKOWY

### Prędkość lotu nurkowego

W mechanice lotu „lotem nurkowym" nazywamy lot ślizgowy na kącie natarcia o zerowym współczynniku siły nośnej, $c_z = 0$.
W praktyce lotem nurkowym nazywamy niekiedy bardzo stromy lot ślizgowy, odbywający się na kącie natarcia zbliżonym do wyżej zdefiniowanego.
Siły działające na samolot w locie nurkowym — w ścisłym tego słowa znaczeniu — pokazano na rysunku 6.5.
Ciężar samolotu $Q$ równoważony jest jedynie przez jego opór $P_x$. Ponieważ współczynnik oporu jest wielokrotnie mniejszy od współczynnika sił

nośnej, domyślamy się, że ustalona prędkość w locie nurkowym jest bardzo duża. Możemy ją obliczyć z zależności:

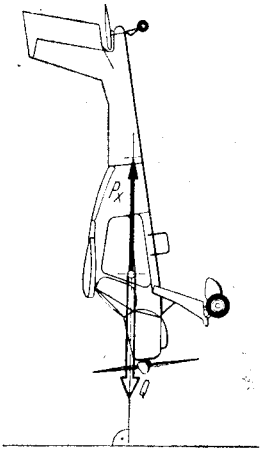
$$Q = P_x = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v_n^2}{1} \tag{6.13}$$

a więc:

$$v_n = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{c_x}} \tag{6.14}$$

gdzie:

$c_x$ — współczynnik oporu dla kąta natarcia dla którego $c_z = 0$,
$v_n$ — prędkość w locie nurkowym.




*6.5. Siły działające na samolot w locie nurkowym z prędkością graniczną*

Ponieważ w locie nurkowym doskonałość samolotu $d = \frac{c_z}{c_x} = \frac{0}{c_x} = 0$, długość lotu nurkowego — mierzona na ziemi — obliczona za pomocą zależności (6.5) wynosi:

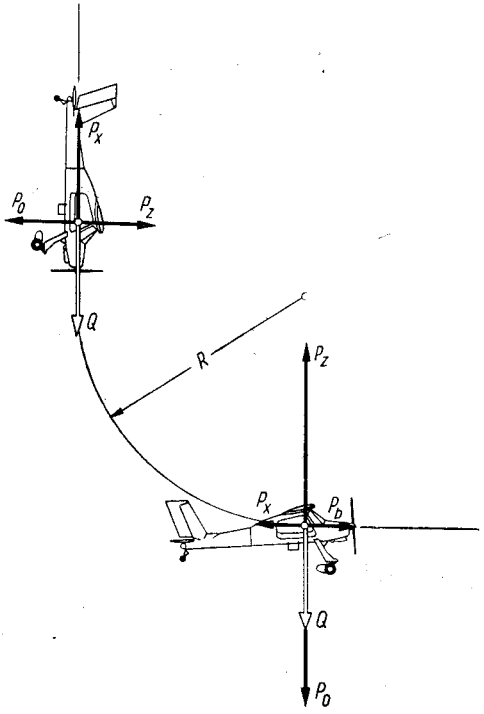
$$L = h \cdot d = h \cdot 0 = 0$$

co oznacza, że lot nurkowy odbywa się po torze prostopadłym do ziemi. Wyprowadzenie z lotu nurkowego odbywa się zwykle do lotu poziomego lub wznoszącego. Wyprowadzenie takie, wykonane szybko, nazywa się niekiedy „wyrwaniem". Ponieważ wyrwanie odbywa się po torze łukowym, jak na rysunku 6.6, oprócz sił omawianych w punkcie 6.5, działa wtedy na samolot jeszcze siła odśrodkowa $P_0$, przeciwdziałająca zakrzywieniu toru lotu.

Przypomnijmy sobie z rozdziału 1, że siła jest równa iloczynowi masy poruszającego się ciała i tzw. przyspieszenia — w naszym przypadku — dośrodkowego $a$. Ponieważ $a = v_n^2/R$ (gdzie $R$ jest promieniem toru), możemy napisać, że:

$$P_o = \frac{Q}{g} \cdot \frac{v_n^2}{R} \tag{6.15}$$

W pierwszej chwili wyrwania z lotu nurkowego, które polega na zwiększeniu kąta natarcia przez „ściągnięcie" drążka, siła nośna $P_z$ równoważy siłę odśrodkową $P_o$, ciężar zaś samolotu $Q$ równoważony jest przez opór $P_x$, jak na rysunku 6.6.




*6.6. Siły działające na samolot w czasie wyrwania*

W najniższym punkcie toru wyrwania siła nośna $P_z$ równoważy ciężar samolotu oraz siłę odśrodkową, opór zaś pokonywany jest siłą bezwładności samolotu, który w czasie wyrwania zmniejsza swą prędkość, lub równoważony jest przez siłę bezwładności i ciąg śmigła, jeżeli pilot otworzy przepustnicę silnika.

Ponieważ w locie poziomym, wznoszącym i ślizgowym siła nośna równa jest ciężarowi samolotu, a w czasie wyrwania równa jest ciężarowi oraz sile odśrodkowej, wyrwanie — zwłaszcza gwałtowne — obciąża mocno konstrukcję samolotu.

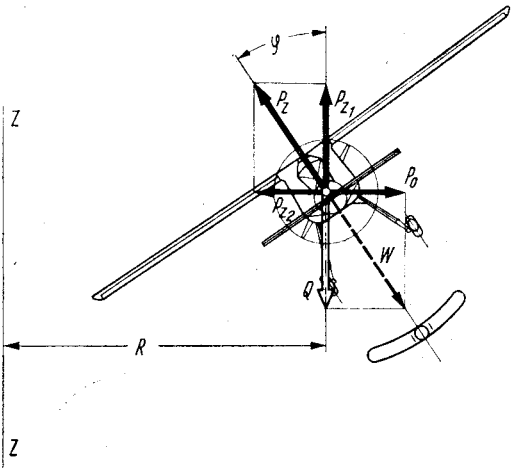
Współczynnik przeciążenia w najniższym punkcie toru możemy łatwo obliczyć, wykorzystując zależność (6.15).

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{Q+P_o}{Q} = 1+\frac{v_n^2}{g \cdot R} \tag{6.16}$$

to znaczy, że współczynnik przeciążenia w czasie wprowadzenia samolotu z lotu nurkowego jest tym większy, im:
— większa jest prędkość lotu nurkowego,
— mniejszy jest promień wyrwania.
Ponieważ, jak już wspomnieliśmy, prędkość lotu nurkowego może być bardzo duża, gwałtownemu wyrwaniu towarzyszą duże współczynniki przeciążenia, mogące doprowadzić do zniszczenia samolotu w powietrzu.

## 6.6 ZAKRĘT

Gdy samolot wykonuje zakręt o promieniu $R$ z prędkością $v_z$, dokoła prostej $Z$ (rys. 6.17), oprócz siły nośnej, oporu, ciężaru samolotu i ciągu śmigła, działa jeszcze na samolot siła odśrodkowa $P_0$, starająca się „wyrzucić" samolot na zewnątrz toru.
Wzajemne usytuowanie tych sił pokazano na rysunku 6.7, na którym widzimy, że: ciężar samolotu skierowany jest prostopadle do ziemi, siła




*6.7. Zakręt prawidłowy*

odśrodkowa działa na zewnątrz toru, opór i ciąg śmigła działają stycznie do toru lotu (a więc prostopadle do płaszczyzny rysunku), a siła nośna działa w płaszczyźnie symetrii samolotu.
W zakręcie wykonywanym przez samolot w płaszczyźnie poziomej opór $P_x$ jest pokonywany przez ciąg śmigła $T$, natomiast siła nośna $P_z$ musi zrównoważyć dwie pozostałe siły, a mianowicie ciężar samolotu $Q$ oraz siłę odśrodkową $P_0$. Aby warunek ten był spełniony, siła nośna musi być skierowana równolegle do wypadkowej $W$ ciężaru i siły odśrodkowej. W tym celu pilot musi przechylić samolot o kąt przechylenia $\varphi$.

Kąt przechylenia samolotu $\varphi$ oraz prędkość lotu w zakresie $v_z$ muszą być tak dobrane, aby składowa pionowa siły nośnej $P_{z1}$ równoważyła ciężar samolotu $Q$, a składowa pozioma $P_{z2}$ — siłę odśrodkową $P_o$.
W prawidłowym zakręcie muszą więc być spełnione jednocześnie zależności:

$$Q = P_{z1} = P_z \cdot \cos \varphi = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v_z^2}{2} \cdot \cos \varphi \tag{6.17}$$

$$P_o = P_{z2} = P_z \cdot \sin \varphi = c_z \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v_z^2}{2} \cdot \sin \varphi \tag{6.18}$$

Z zależności (6.17) możemy obliczyć prędkość lotu w zakręcie

$$v_z = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{c_z} \cdot \frac{1}{\cos \varphi}} \tag{6.19}$$

Porównując tę zależność z zależnością (6.8), służącą do obliczania prędkości lotu poziomego, widzimy, że:

$$v_z = v \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}} \tag{6.20}$$

Prędkość w zakręcie musi być — na tym samym kącie natarcia — większa od prędkości w locie poziomym, bo wielkość pierwiastka zależności (6.20) jest zawsze większa od jedności dla kątów $\varphi > 0$.
Dzieląc przez siebie zależności (6.18) i (6.17) — możemy określić kąt przechylenia $\varphi$ w prawidłowo wykonanym zakręcie:

$$\frac{P_o}{Q} = \frac{P_z \cdot \sin \varphi}{P_z \cdot \cos \varphi} = \operatorname{tg} \varphi \tag{6.21}$$

Wstawiając do zależności (6.21) wartość siły odśrodkowej obliczonej za pomocą zależności (1.10), otrzymujemy:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{v_z^2}{g \cdot R} \tag{6.22}$$

Przechylenie samolotu w zakręcie rośnie więc z kwadratem prędkości lotu — przy danym promieniu zakrętu — oraz rośnie w miarę zmniejszania promienia zakrętu — przy danej prędkości lotu.
Z zależności (6.20) widzimy, że w zakręcie wymagana jest większa prędkość lotu niż podczas lotu poziomego prostoliniowego na tym samym kącie natarcia.
Zależność (6.9) umożliwia obliczenie promienia zakrętu:

$$R = \frac{v_z^2}{g \cdot \operatorname{tg} \varphi} \tag{6.23}$$

Promień zakrętu rośnie więc z kwadratem prędkości w zakręcie, maleje natomiast ze wzrostem kąta przechylenia. Promień zakrętu jest więc tym mniejszy, im:
— samolot ma mniejsze obciążenie jednostkowe, bo od niego zależy prędkość lotu,

— zespół śmigło — silnik ma większy nadmiar mocy ponad moc potrzebną do lotu poziomego, bo od tego nadmiaru zależy kąt przechylenia samolotu w zakręcie.

Jak już wiemy, w locie poziomym siła nośna skrzydła $P_z$ równoważy jedynie ciężar samolotu $Q$:

$$P_z = Q$$

Natomiast w prawidłowym zakręcie siła nośna skrzydła musi zrównoważyć wypadkową siłę $W$, będącą sumą wektorów ciężaru samolotu $Q$ oraz siły odśrodkowej $P_0$. Wypadkową tej siły $W$ łatwo możemy obliczyć z rysunku 6.6.:

$$W = Q \cdot \frac{1}{\cos \varphi}$$

Możemy więc napisać, że w prawidłowym zakręcie:

$$P_z = W = Q \cdot \frac{1}{\cos \varphi}$$

Siła nośna powstająca z rozkładu ciśnień na powierzchni skrzydła „obciąża" konstrukcję skrzydła. Miarą tego obciążenia jest w mechanice lotu tzw. współczynnik przeciążenia, będący stosunkiem siły nośnej do ciężaru samolotu:

$$n = \frac{P_z}{Q} \tag{6.24}$$

W locie poziomym współczynnik przeciążenia:

$$n = \frac{P_z}{Q} = 1$$

natomiast w prawidłowym zakręcie, jak widzimy:

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{1}{\cos \varphi} > 1$$

Im więc kąt przechylenia w prawidłowym zakręcie jest większy, tym większy jest współczynnik przeciążenia, który działa, oczywiście, nie tylko na konstrukcję samolotu, ale również na organizm pilota.

Zależność (6.22), ujmująca wzajemną zależność między kątem przechylenia w zakręcie, jego promieniem oraz prędkością lotu wskazuje, że współczynnik przeciążenia w zakręcie jest tym większy, im promień zakrętu jest mniejszy oraz im prędkość w zakręcie jest większa.

Jeżeli pilot nie dobierze odpowiednio kąta przechylenia samolotu do prędkości lotu oraz do promienia zakrętu, nie będą spełnione jednocześnie warunki równowagi (6.17) oraz (6.18) i wykonywany zakręt nie będzie prawidłowy.

Na przykład jeżeli kąt przechylenia $\varphi_1$ (rys. 6.8) będzie mniejszy niż wymaga zależność (6.22), to siła nośna nie zrównoważy wypadkowej siły $W$, lecz razem z nią da niezrównoważoną siłę $W'$, która będzie „odciągała" samolot na zewnątrz zakrętu, wywołując tzw. „wyślizg".

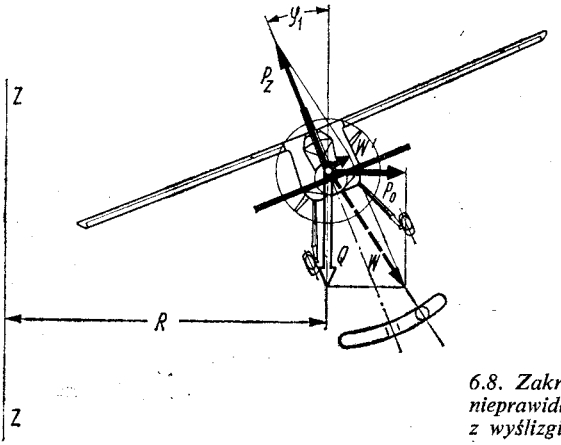
Odwrotnie, gdy kąt przechylenia $\varphi_2$ (rys. 6.9) będzie zbyt duży, niezrównoważona wypadkowa $W''$ będzie „spychała" samolot w kierunku zakrętu, wywołując tzw „ześlizg".

O tym, czy dobrane zostały proporcje wychylenia lotek i steru kierunku tak, że w zakręcie równoważą się siły i zakręt jest wykonywany prawidłowo, pilot może najłatwiej zorientować się ze wskazań chyłomierza poprzecznego, którego kulka powinna przez cały czas wykonywania zakrętu znajdować się w położeniu środkowym. Jeżeli zakręt jest wykonywany nieprawidłowo, to kulka nie zajmuje położenia środkowego, lecz:

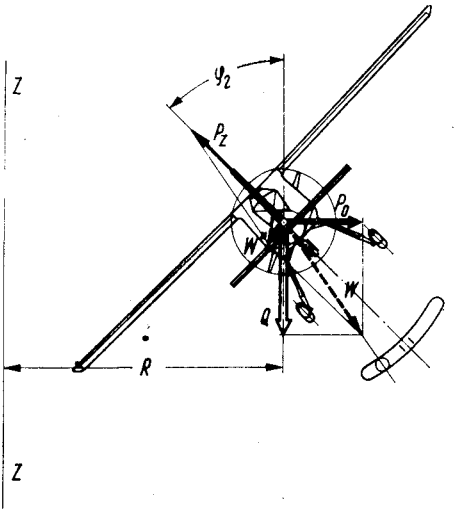
— w przypadku wyślizgu zajmie położenie „górne",

— w przypadku ześlizgu zajmie położenie „dolne".

jak to schematycznie pokazano na rysunkach 6.7 oraz 6.8.




*6.8. Zakręt nieprawidłowy z wyślizgiem*




*6.9. Zakręt nieprawidłowy z ześlizgiem*

Ponieważ w zakręcie wypadkowa siły ciężkości oraz siły odśrodkowej działają również na ciało pilota, pilot zajmuje odruchowo położenie równoległe do kierunku siły wypadkowej — podobnie jak kulka chyłomierza — i przy pewnej wprawie z położenia swego ciała w kabinie pilot może ocenić prawidłowość zakrętu.

W czasie wyślizgu lub ześlizgu występuje boczny opływ samolotu, który może informować pilota o ruchu samolotu w zakręcie, zwłaszcza w przypadku samolotu z odkrytą kabiną.

W wyślizgu samolot „odciągany" jest w górę, na zewnątrz zakrętu. Wzrasta w tym przypadku energia potencjalna samolotu kosztem energii kinetycznej, to znaczy kosztem prędkości, i jeżeli pilot nie zareaguje w porę bądź sterami, bądź przepustnicą silnika, samolot, tracąc stopniowo prędkość, może ulec przeciągnięciu.

Przyczyną wyślizgu bywa zwykle nadmierne wychylenie steru kierunku, sprzyjające wraz z malejącą prędkością wejściu samolotu w korkociąg.

W przypadku ześlizgu samolot będzie „spychany" w dół w kierunku zakrętu. Boczny opływ usterzenia kierunku wywołany ześlizgiem będzie pochylał stopniowo nos samolotu ku dołowi, wprowadzając samolot w coraz bardziej stromy i szybszy ruch w kierunku ziemi.

## Rozdział 7

# MOC POTRZEBNA DO LOTU

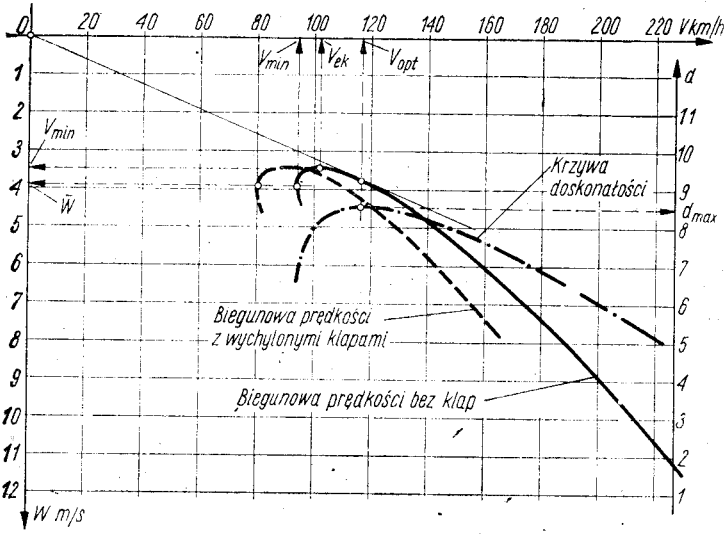
### 7.1

### BIEGUNOWA PRĘDKOŚCI SAMOLOTU

Znając biegunową aerodynamiczną samolotu i ciężar samolotu oraz powierzchnię skrzydeł, możemy za pomocą zależności (6.3) oraz (6.4) obliczyć prędkość lotu i prędkość opadania samolotu w locie ślizgowym. Zestawiając wykreślone wyniki obliczeń (rys. 7.1), otrzymujemy tzw. biegunową prędkości samolotu. Często w celu otrzymania pełniejszego obrazu jakości samolotu wykreśla się w tym samym układzie krzywą, obrazującą zmianę doskonałości samolotu wraz z prędkością lotu. Takie właśnie dwie krzywe przedstawiono na rysunku 7.1.

Jak widać z biegunowej prędkości, prędkość opadania samolotu w locie ślizgowym zmienia się z prędkością lotu w bardzo szerokim zakresie. Najmniejsza prędkość opadania $w_{min}$ występuje nie (jakby można przypuszczać) przy najmniejszej prędkości lotu, ponieważ doskonałość samolotu jest wtedy niewielka, lecz przy prędkości nieco większej od prędkości minimalnej danego samolotu, przy tzw. prędkości ekonomicznej, $v_{ek}$.

W locie z prędkością większą od prędkości ekonomicznej prędkość opadania samolotu wzrasta mniej lub bardziej szybko, oczywiście, tym szybciej, im gorszy aerodynamicznie jest samolot.




*7.1. Biegunowa prędkości samolotu*

Kreśląc z początku układu współrzędnych styczną do biegunowej prędkości, możemy wyznaczyć tzw. prędkość optymalną, wspomnianą przy omawianiu lotu poziomego. Punkt styku z biegunową prędkości odpowiada punktowi styku z biegunową aerodynamiczną, który wyznacza na rysunku 5.3 wartość optymalnego współczynnika siły nośnej $c_{z\,opt}$. Prędkość optymalna $v_{opt}$ jest więc prędkością w locie na optymalnym kącie natarcia, dla którego doskonałość samolotu osiąga swą największą wartość $d_{max}$.

Biegunowa prędkości ma trzy charakterystyczne punkty:

— punkt początkowy biegunowej, określający najmniejszą prędkość lotu (lądowania) oraz towarzyszącą jej prędkość opadania ($v_{min}$, $w$),

— punkt określający najmniejszą prędkość opadania samolotu w locie ślizgowym ($w_{min}$),

— punkt określający prędkość optymalną, dla której doskonałość samolotu osiąga największą wartość, co jest jednoznaczne z tym, że tor lotu ślizgowego jest najbardziej płaski ($v_{opt}$).

## 7.2

## MOC POTRZEBNA DO LOTU POZIOMEGO

Opadanie samolotu w czasie lotu ślizgowego ku ziemi z prędkością $w$ [m/s], której wartość dla każdej prędkości lotu $v$ możemy odczytać z biegunowej prędkości samolotu, jest z energetycznego punktu widzenia jednoznaczne z traceniem przez samolot jego energii potencjalnej z racji tracenia wysokości.

Jeżeli ciężar samolotu wynosi $Q$, to tracona przez niego w ciągu 1 s energia potencjalna, jak przypominamy sobie z zależności (1.15), jest równa:

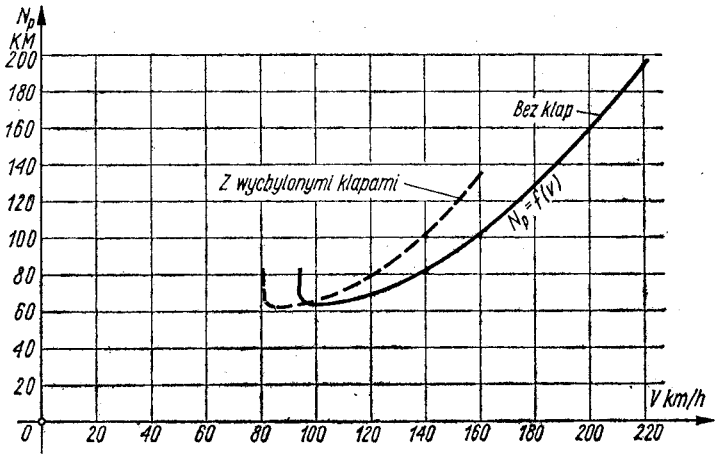
$$\Delta E = Q \cdot w$$

Aby samolot mógł lecieć poziomo, wystarczy dostarczyć w locie ślizgowym energię w ilości rekompensującej obliczoną wyżej ilość traconej energii potencjalnej. Ponieważ energię zużywaną (bądź otrzymaną) w jednostce czasu nazywamy mocą (jak wspomnieliśmy w punkcie 1.5), moc potrzebną do lotu poziomego $N_p$ samolotu możemy obliczyć z zależności:

$$N_p = \Delta E = Q \cdot w \tag{7.1}$$

co oznacza, że moc potrzebna do lotu poziomego samolotu jest iloczynem jego ciężaru $Q$ oraz jego prędkości opadania $w$ w locie ślizgowym. Jak widzimy, aby otrzymać wykres obrazujący moc potrzebną do lotu poziomego samolotu z różnymi prędkościami lotu $v$, wystarczy przemnożyć przez ciężar samolotu $Q$ rzędne biegunowej prędkości tego samolotu.

W taki właśnie sposób otrzymaliśmy przedstawiony na rysunku 7.2 wykres obrazujący moc $N_p$, potrzebną do lotu poziomego samolotu, którego biegunowa prędkości została pokazana na rysunku 7.1.




*7.2. Moc potrzebna do lotu poziomego*

Jak widzimy z tego wykresu, najmniejsza moc do lotu poziomego potrzebna jest w czasie lotu z prędkością ekonomiczną $V_{ek}$, przy czym w całym zakresie prędkości moc potrzebna do lotu poziomego jest tym mniejsza, im mniejszy jest ciężar samolotu $Q$ oraz mniejsza jest jego prędkość opadania w locie ślizgowym, to znaczy, jak wynika z zależności (6.4), im większa jest doskonałość aerodynamiczna samolotu $d$.

Na obu wyżej wspomnianych wykresach pokazano wpływ wychylenia klap wyporowych na prędkość opadania samolotu i moc potrzebną do jego lotu poziomego. Z wykresów wynika, że wychylenie klap:

— zmniejsza najmniejszą prędkość lotu,
— powiększa prędkość opadania w locie ślizgowym,
— powiększa moc potrzebną do lotu poziomego.

Z tych właśnie powodów klapy w pełni wychylone są wykorzystywane w czasie lądowania samolotu, a nie w czasie lotu poziomego.

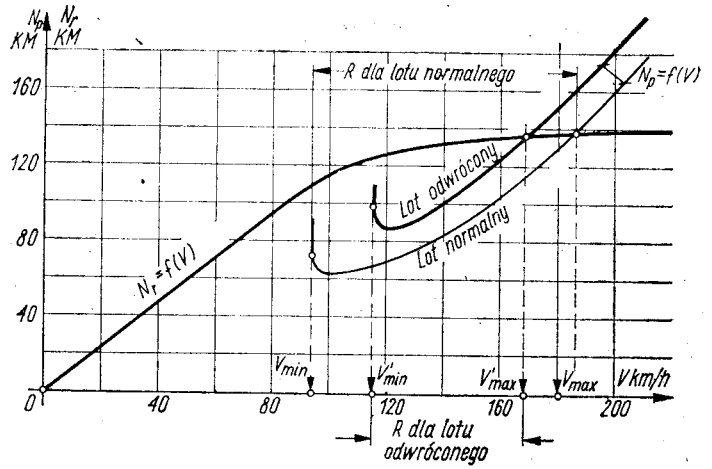
## 7.3

## MOC POTRZEBNA DO LOTU ODWRÓCONEGO

Jak wspomnieliśmy już, własności aerodynamiczne samolotu w locie odwróconym są gorsze niż w locie normalnym. Przede wszystkim przejawia się to przez:
— mniejszy maksymalny współczynnik siły nośnej $c_{z\max}$,
— większe opory szkodliwe samolotu.

Skutek tych dwu negatywnych zjawisk jest najlepiej widoczny na krzywej mocy potrzebnej do poziomego lotu odwróconego.

Na rysunku 7.3 zestawiono w celu porównania:
— krzywą mocy potrzebnej do lotu odwróconego,
— krzywą mocy potrzebnej do lotu normalnego (z rys. 7.2).




*7.3. Moc potrzebna do poziomego lotu odwróconego*

Z porównania tego widzimy wyraźnie, że w locie odwróconym:
— wzrosła prędkość minimalna samolotu, stąd możliwość łatwiejszego niż w locie normalnym „przeciągnięcia" i zwalenia się,
— wzrosła moc potrzebna do lotu poziomego, stąd wszystkie związane z tym następstwa: mniejsza prędkość maksymalna $v_{max}$, mniejsza prędkość wznoszenia $w_{max}$, niższy pułap, mniejsza zdolność do wykonywania zakrętów itp.

Przyjęliśmy przy tym, że moc rozporządzalna zespołu śmigło-silnik, zwanego w skrócie ZSS, jest taka sama jak w locie normalnym i że silnik przystosowany jest do trwałej pracy w pozycji odwróconej.

## 7.4

## MOC POTRZEBNA DO WYKONYWANIA ZAKRĘTU

Moc wymagana do wykonania zakrętu $N_z$ jest większa od mocy $N_p$, potrzebnej do lotu poziomego na tym samym kącie natarcia.
Ponieważ moc potrzebna do lotu jest iloczynem oporu $P_x$ oraz prędkości lotu, moc potrzebna do lotu poziomego prostoliniowego jest równa:

$$N_p = P_x \cdot v = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \cdot v = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v^3 \tag{7.2}$$

natomiast moc potrzebna do wykonania zakrętu:

$$N_z = P_x \cdot v_z = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho \cdot v_z^3}{2} = c_x \cdot S \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot v^3 \cdot \left[\frac{1}{\cos \varphi}\right]^3 \tag{7.3}$$

a więc:

$$N_z = N_p \sqrt{\left(\frac{1}{\cos \varphi}\right)^3} \tag{7.4}$$

Wyciągamy stąd wniosek, że zakręt w płaszczyźnie poziomej można wykonać jedynie wtedy, gdy ZSS ma pewien nadmiar mocy ponad moc potrzebną do poziomego lotu prostoliniowego.
Nie można więc wykonać zakrętu w płaszczyźnie poziomej lecąc z prędkością największą $v_{max}$, ponieważ w tym przypadku największa moc ZSS jest równa mocy potrzebnej do lotu i nie dysponujemy nadmiarem mocy potrzebnym do wykonania prawidłowego zakrętu. Zakręt może być wtedy wykonany jedynie ze stratą wysokości.
Nie można również wykonać prawidłowego zakrętu lecąc z prędkością $v_{min}$, to jest z prędkością najmniejszą dla danego typu samolotu, bo jak widzimy z zależności (7.4), w prawidłowym zakręcie prędkość musi być zawsze większa od prędkości w locie poziomym i zasada ta obowiązuje oczywiście również prędkości najmniejsze w zakręcie i w locie poziomym:

$$v_{min\ z} = v_{min} \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

Jeśli próba wykonania zakrętu z prędkościami $v_{min}$ lub $v_{max}$ zostanie przeprowadzona na odpowiednio dużej wysokości, to kończy się „ześlizgiem" lub „przeciągnięciem" samolotu, a posiadany zapas wysokości umożliwia najczęściej pilotowi opanowanie sytuacji. Jeżeli próba taka zostanie podjęta na małej wysokości, np. w czasie startu lub lądowania, może doprowadzić do wypadku.

Rozdział 8

# WPŁYW WYSOKOŚCI NA PRĘDKOŚĆ I WZNOSZENIE SAMOLOTU

## 8.1

## LOT POZIOMY

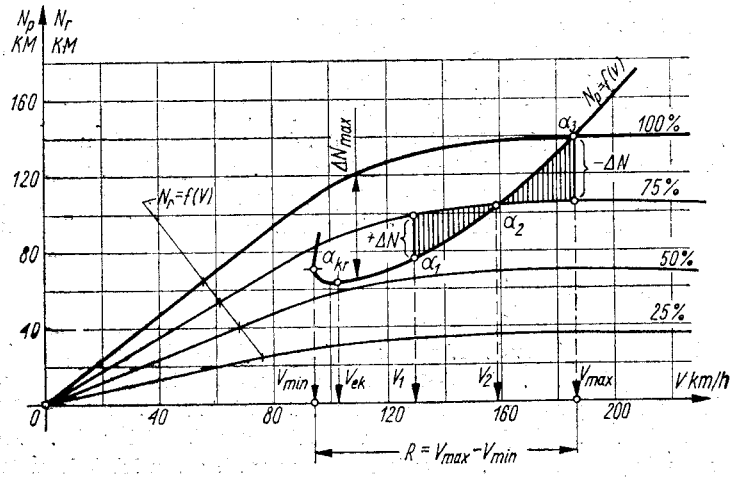
Lot poziomy możliwy jest tylko wtedy, gdy moc podawana przez ZSS, zwana mocą rozporządzalną, równa jest mocy potrzebnej do lotu.

W rozdziale 7 nauczyliśmy się obliczać moc potrzebną do lotu poziomego, a wykres na rysunku 7.2 przedstawia zależność tej mocy od prędkości lotu: $N_p = f(v)$.

W rozdziale 11 zapoznamy się z pracą zespołu śmigło-silnik, a wykresy na rysunkach 11.14 oraz 11.15 przedstawiają zależność mocy rozporządzalnej ZSS od prędkości lotu oraz wpływ na tę moc wysokości lotu i stopnia otwarcia przepustnicy silnika.

Jeżeli narysujemy wykresy z rysunków 7.2 oraz 11.15 we wspólnym układzie współrzędnych, jak to zrobiono na rysunku 8.1, to łatwo możemy stwierdzić, jaką prędkość rozwija samolot w locie poziomym przy danym otwarciu przepustnicy i jaki jest wymagany kąt natarcia.

Na przykład największą prędkość $v_{max}$ rozwija samolot w locie poziomym przy całkowitym (100%) otwarciu przepustnicy na kącie natarcia $\alpha_3$, gdyż jak widzimy z rysunku 8.1, przy tej prędkości lotu krzywa mocy potrzebnej do lotu poziomego przecina się z krzywą mocy rozporządzalnej.




*8.1. Równowaga mocy potrzebnej do lotu poziomego oraz mocy rozporządzalnej*

Chcąc lecieć z prędkością mniejszą od $v_{max}$, na przykład z prędkością $v_2$, pilot musi nieco przymknąć przepustnicę gaźnika (np. na 75%) oraz zwiększyć kąt natarcia z $\alpha_3$ na $\alpha_2$.

Jeżeli pilot nie skoordynuje położenie przepustnicy z położeniem drążka sterownicy, samolot nie będzie leciał poziomo, bo nie będzie wtedy równowagi mocy. Widać to wyraźnie z rysunku 8.1, a mianowicie:

— gdy pilot przymknie nieco przepustnicę gaźnika, np. na 75%, a nie zwiększy kąta natarcia z $\alpha_3$ na $\alpha_2$, to prędkość lotu nie ulegnie zmianie i w dalszym ciągu będzie wynosiła $v_{max}$, lecz moc przekazywana przez ZSS będzie o $-\Delta N$ mniejsza od mocy potrzebnej do lotu poziomego i samolot będzie leciał ze stratą wysokości,

— gdy pilot przymknie nieco przepustnicę gaźnika, np. na 75%, lecz zbytnio zwiększy kąt natarcia, na przykład z $\alpha_3$ na $\alpha_2$, to prędkość lotu zmniejszy się aż do $v_1$ i moc oddawana przez ZSS będzie w tym przypadku o $+\Delta N$ większa od mocy potrzebnej od lotu poziomego i samolot — jak dalej zobaczymy — będzie się wznosił.

Jak widzimy, w locie poziomym każdemu położeniu drążka sterownicy odpowiada ściśle określone położenie przepustnicy gaźnika.

Zwiększając kąt natarcia przez „ściąganie" drążka sterownicy i przemykając jednocześnie przepustnicę gaźnika, pilot może zmniejszyć prędkość lotu poziomego z $v_{max}$ na $v_2$, $v_1$, $v_{opt}$ aż do $v_{ek}$. Przy jeszcze dalszym przymknięciu przepustnicy, np. na 25%, moc potrzebna do lotu poziomego jest większa niż moc przekazywana przez ZSS, tak że samolot nie będzie już leciał poziomo, lecz obniżał się ku ziemi.

Chcąc utrzymać samolot w locie poziomym z prędkością mniejszą niż $v_{ek}$, pilot powinien — jak widzimy na rysunku 8.1 — po zwiększeniu kąta natarcia nie tylko nie przymykać przepustnicy, lecz bardziej ją otworzyć, bo tylko wtedy może wystąpić równowaga mocy.

Dalsze jeszcze zmniejszenie prędkości lotu poziomego aż do $v_{min}$ wymaga dalszego zwiększenia kąta natarcia aż do $\alpha_{kr}$ oraz zwiększenia otwarcia przepustnicy.

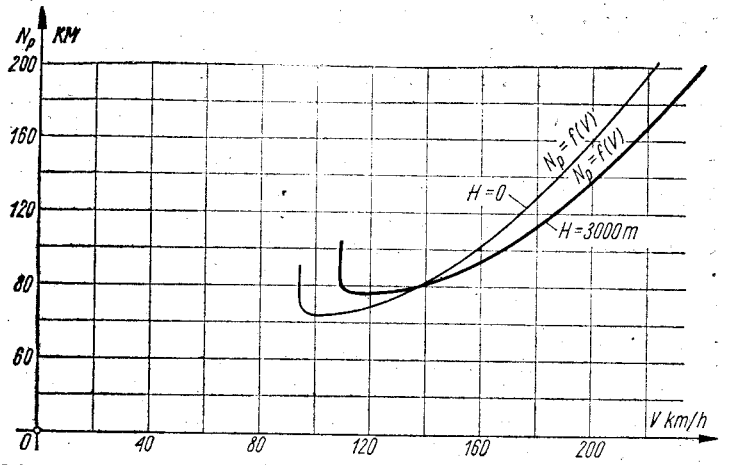
Jak widzimy, lot poziomy samolotu możliwy jest pomiędzy prędkością $v_{max}$ (największa moc ZSS) a prędkością $v_{min}$. Różnica pomiędzy tymi prędkościami $R$ nazywa się rozpiętością prędkości:

$$R = v_{max} - v_{min}$$

Lot poziomy samolotu można podzielić na dwa zakresy.

Zakres pierwszy to lot poziomy z prędkościami zawartymi między $v_{max}$ a $v_{ek}$. W tym zakresie prędkości samolot zachowuje się normalnie, bo aby zmniejszyć prędkość lotu, trzeba zwiększyć kąt natarcia i przymknąć przepustnicę gaźnika. „Ściągnięcie" drążka przy zachowaniu stałego położenia przepustnicy spowodowałoby zmniejszenie prędkości lotu i wznoszenie samolotu, „oddanie" zaś drążka — przyrost prędkości lotu oraz opadanie samolotu.

Zakres drugi to lot poziomy z prędkościami zawartymi między $v_{ek}$ a $v_{min}$. W tym zakresie prędkości samolot zachowuje się nienormalnie, bo do zmniejszenia prędkości lotu potrzebne jest zwiększenie kąta natarcia i zwiększenie otwarcia przepustnicy gaźnika. Stałemu położeniu prze-




*8.2. Wpływ wysokości lotu na moc potrzebną do lotu poziomego*

pustnicy natomiast towarzyszy w tym zakresie „odwrotna" sterowność podłużna: ściąganie drążka sterownicy wywołuje opadanie samolotu, oddanie zaś drążka wywołuje wznoszenie samolotu.

Biorąc jeszcze pod uwagę utratę przez samolot sterowności poprzecznej z powodu małej prędkości lotu w zakresie $v_{ek} - v_{min}$, dochodzimy do wniosku, że jedynie zakres $v_{max} - v_{ek}$ jest zakresem normalnym, zkares zaś drugi jest zakresem nienormalnym, stosowanym jedynie w przypadkach wyjątkowych.

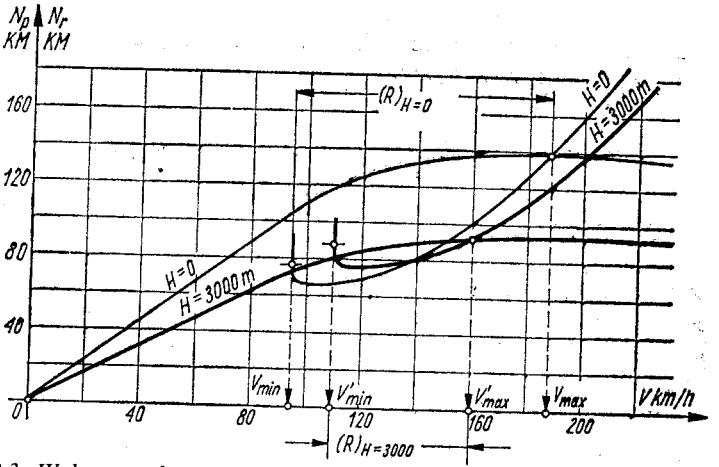
Rozpatrzmy z kolei wpływ wysokości na lot poziomy samolotu.

Z zależności (6.3) oraz (6.4) wynika, że zarówno prędkość lotu, jak i prędkość opadania samolotu, a więc i moc potrzebna do lotu — zależność (7.1) — wzrastają z rosnącą wysokością lotu, bo maleje wtedy gęstość powietrza. Krzywa mocy potrzebnej do lotu poziomego przesuwa się więc ze zwiększającą się wysokością lotu w kierunku większych mocy oraz większych prędkości (rys. 8.2).

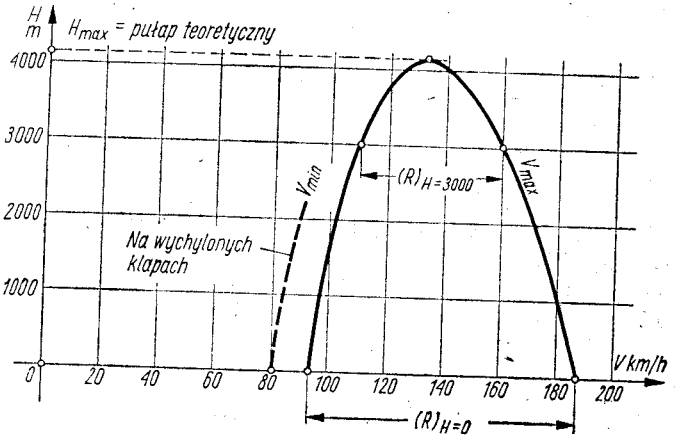
Ponieważ w miarę wzrostu wysokości maleje moc ZSS nie wyposażonego w sprężarkę (p. rys. 11.4), zmniejsza się także największa prędkość lotu poziomego $v_{max}$ (rys. 8.3) oraz zmniejsza się wtedy również rozpiętość prędkości.

Na dostatecznie dużej wysokości krzywa mocy potrzebnej do lotu poziomego tak znacznie przesuwa się do góry, krzywa zaś mocy rozporządzalnej ZSS tak przesuwa się w dół, że obie te krzywe nie będą się wzajemnie przecinały, lecz jedynie stykały. Lot poziomy może odbywać się wtedy jedynie z prędkością odpowiadającą punktowi styczności obu krzywych, a więc z prędkością zbliżoną do prędkości $v_{ek}$. Rozpiętość prędkości równa jest w tym przypadku zeru, a osiągnięta wysokość jest największą wysokością, na jaką może się wznieść dany samolot. Wysokość ta nazywa się pułapem teoretycznym.

Na rysunkach 8.3 i 8.4 widać, że rozpiętość prędkości, tj. różnica między możliwą do osiągnięcia w locie poziomym największą i najmniejszą pręd-




*8.3. Wpływ wysokości lotu na rozpiętość prędkości samolotu*




*8.4. Pułap teoretyczny*

kością, zmniejsza się w miarę wznoszenia samolotu. Ponieważ rozpiętość prędkości jest pewnego rodzaju miarą zdolności manewrowania samolotu na danej wysokości, na rysunku 8.4 widzimy, jak wielkie znaczenie dla samolotu ma pułap.

## 8.2

## LOT WZNOSZĄCY

W poprzednim punkcie wspomnieliśmy, że gdy w locie poziomym pilot zbytnio zmniejszy prędkość lotu przy danym położeniu przepustnicy, wówczas moc oddawana przez ZSS staje się większa od mocy potrzebnej do lotu poziomego i samolot zaczyna się wznosić.

Jeżeli nadwyżkę mocy rozporządzalnej $N_r$ ponad moc potrzebną do lotu poziomego $N_p$ oznaczamy przez

$$\Delta N = N_r - N_p$$

to prędkość wznoszenia samolotu możemy obliczyć z zależności:

$$w = \frac{\Delta N}{Q} \tag{8.1}$$

gdzie $Q$ — ciężar samolotu.

Zależność (8.1) wynika z prawa zachowania energii. Nadwyżka mocy $\Delta N$ zamienia się bowiem na energię potencjalną samolotu, która przy ciężarze samolotu $Q$ oraz jego prędkości wznoszenia $w$ zwiększa się w każdej sekundzie o

$$\Delta E = Q \cdot w$$

Jak widzimy z zależności (8.1), prędkość wznoszenia samolotu jest tym większa, im:

— większa jest nadwyżka mocy rozporządzalnej ZSS ponad moc potrzebną do lotu poziomego,

— mniejszy jest ciężar samolotu.

O ile ciężar samolotu w locie jest, praktycznie biorąc, stały, o tyle nadwyżka mocy, a więc i prędkość wznoszenia są zmienne, bo zależą od:

— stopnia otwarcia przepustnicy,

— prędkości lotu,

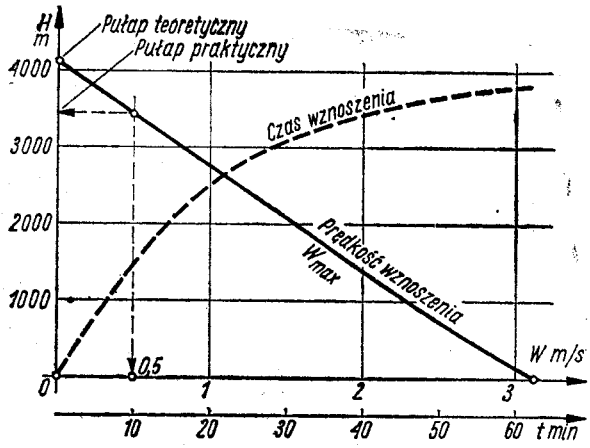
— wysokości lotu.

Chcąc wznosić się jednak najszybciej, pilot powinien:

— całkowicie otworzyć przepustnicę i

— lecieć z prędkością, przy której nadwyżka mocy $\Delta N$ jest jak największa.

Na wykresie 8.1 widzimy, że największą nadwyżkę mocy, a więc największą prędkość wznoszenia $w_{max}$ samolot osiąga przy prędkości lotu nieco




*8.5. Wpływ wysokości lotu na prędkość wznoszenia samolotu, pułap praktyczny*

większej niż $v_{ek}$ z tym jednak, że w dosyć dużym zakresie prędkości nadwyżka mocy nie zmienia się zbyt gwałtownie, tak że pilot może stosunkowo łatwo znaleźć najkorzystniejsze warunki do wznoszenia. Z wykresu tego widzimy również, że dla prędkości największej $v_{max}$ prędkość wznoszenia $w = 0$, bo nadwyżka mocy $\Delta N = 0$.

Zgodnie z tym, co stwierdziliśmy o locie poziomym, nadwyżka mocy maleje z rosnącą wysokością lotu, a wraz z nią maleje prędkość wznoszenia.

Na wysokości odpowiadającej pułapowi teoretycznemu nadwyżka mocy $\Delta N = 0$, a więc i prędkość wznoszenia $w = 0$.

Ponieważ osiągnięcie pułapu teoretycznego wymagałoby bardzo długiego czasu ze względu na malejącą do zera prędkość wznoszenia, wprowadzono pojęcie pułapu praktycznego, to jest wysokości, na jakiej prędkość wznoszenia zmniejszyła się do $w = 0{,}5$ m/s.

Wykres na rysunku 8.5 przedstawia zmniejszenie się największej prędkości wznoszenia samolotu w miarę nabierania przez niego wysokości.

## Rozdział 9

# WPŁYW OBCIĄŻENIA JEDNOSTKOWEGO POWIERZCHNI I MOCY NA WŁASNOŚCI SAMOLOTU

Rozpatrując w poprzednich rozdziałach ruch oraz osiągi samolotu, wyrażaliśmy je za pomocą różnych wzorów, w których występowały między innymi takie wielkości, jak $Q$ — ciężar samolotu, $S$ — powierzchnia skrzydeł, $N_e$ — moc ZSS, w formie bezpośredniej lub pośrednio.

Przypomnijmy niektóre z nich.

Prędkość lotu ślizgowego wyraziliśmy zależnością (6.3), którą można napisać w postaci:

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{1}{c_z}} \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} = A \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \tag{9.1}$$

Prędkość opadania w locie ślizgowym wyrażała zależność (6.4), którą po wprowadzeniu do niej doskonałości:

$$d = \frac{c_z}{c_x}$$

można napisać w postaci:

$$w = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{1}{c_z^3/c_x^2}} \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} = B \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \tag{9.2}$$

Prędkość w locie poziomym — wyrażoną za pomocą zależności (6.8) — można wyrazić identyczną zależnością jak w locie ślizgowym:

$$v = A \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}}$$

Obliczając moc potrzebną do lotu poziomego, otrzymaliśmy zależność (7.1), którą, jak widzimy, możemy napisać w postaci:

$$N_p = Q \cdot B \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \tag{9.3}$$

Rozpatrując zakręt samolotu otrzymaliśmy zależność (6.19) na obliczenie prędkości w zakręcie oraz zależność (6.23) na obliczenie promienia zakrętu. Wstawiając zależność (6.19) do zależności (6.23), otrzymujemy:

$$R = \frac{2}{\varrho \cdot g \cdot c_z \cdot \sin \varphi} \cdot \frac{Q}{S} = C \cdot \frac{Q}{S} \tag{9.4}$$

Podobnie w locie nurkowym prędkość graniczną [zależność (6.14)] można wyrazić zależnością:

$$v_n = D \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \tag{9.5}$$

Omawiając lot wznoszący samolotu, obliczyliśmy prędkość jego wznoszenia [zależność (8.1)]:

$$w = \frac{N_r - N_p}{Q}$$

Wstawiając do tej zależności moc potrzebną do lotu poziomego z zależności (9.3) oraz sprawność śmigła $\eta$, otrzymujemy:

$$w = \frac{N_e \cdot \eta}{Q} - B \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} \tag{9.6}$$

W zależności (10.3), służącej do obliczania długości rozbiegu samolotu w czasie startu, występuje również wielkość $\frac{N_e}{Q}$ oraz $\frac{Q}{S}$, bo zależność tę można napisać w postaci:

$$L_r = \frac{E \cdot \frac{Q}{S}}{k \cdot \frac{N_e}{Q} - f} \tag{9.7}$$

Oczywiście, we wzorach od (9.1) do (9.7) wielkości $A$, $B$, $C$, $D$, $E$ nie mają wartości stałych w mechanice lotu, ale zależą od gęstości powietrza, kąta natarcia, kąta przechylenia w zakręcie itp.

Przykładów występowania stosunku ciężaru samolotu do powierzchni skrzydła: $Q/S$ — zwanego obciążeniem jednostkowym, oraz stosunku mocy silnika do ciężaru samolotu, $N_e/Q$ — zwanego obciążeniem mocy,

można by przytoczyć więcej, ale już te pozwalają na wyciągnięcie następujących ogólniejszych wniosków. Im obciążenie jednostkowe samolotu $Q/S$ jest większe, tym samolot jest szybszy, a więc większe są jego prędkości $v_{min}$ oraz $v_{max}$ i większe prędkości w czasie startu i lądowania. Przy tym samym kącie przechylenia samolot wykonuje zakręt o większym promieniu, a więc jest mniej zwrotny. Jego prędkość wznoszenia maleje, a wraz z nią maleje pułap. Wzrasta moc potrzebna do lotu poziomego. Samolot z dużym obciążeniem jednostkowym jest więc samolotem „trudniejszym". Podobnie, duże obciążenie mocy, a więc mała wartość stosunku $N_e/Q$, pogarsza własności samolotu, co widać wyraźnie z zależności (9.6) oraz (9.7), określających prędkość wznoszenia (a więc i pułap) oraz długość rozbiegu w czasie startu.

Samolot o dużym obciążeniu jednostkowym oraz dużym obciążeniu mocy byłby samolotem wręcz niebezpiecznym. Z tych właśnie względów dobór przez konstruktora odpowiedniego stosunku obciążenia jednostkowego $Q/S$ do obciążenia mocy $N_e/Q$ jest jednym z najodpowiedzialniejszych zadań, przy czym oczywiste jest, że im większe jest obciążenie jednostkowe, tym mniejsze powinno być obciążenie mocy, a więc powinien być użyty silnik o większej mocy.

## Rozdział 10

# START I LĄDOWANIE SAMOLOTU

### 10.1 START

Po uruchomieniu silnika moc wytwarzana przez silnik pracujący przy przymkniętej przepustnicy gaźnika jest tak mała, że ciąg śmigła $T$ nie wystarcza do pokonania siły tarcia $F$ podwozia o nawierzchnię lotniska, tak że samolot stoi nieruchomo na ziemi (rys. 10.1*a*). Ciężar samolotu $Q$ wywołuje wtedy nacisk $R$ (kół podwozia głównego $R_1$ i kółka tylnego $R_2$) na nawierzchnię lotniska, przy czym:

$$R = R_1 + R_2 = Q$$

Siła tarcia $F$ o nawierzchnię lotniska zależy od nacisku kół oraz od współczynnika tarcia $f$:

$$F = f \cdot R = f \cdot Q \qquad (10.1)$$

Współczynnik tarcia $f$ zależy od rodzaju nawierzchni lotniska, a mianowicie:

— nawierzchnia betonowa $f = 0{,}04$
— pole wzlotów porosłe niską trawą $f = 0{,}06$
— pole wzlotów podmokłe $f = 0{,}09$

— pole wzlotów pokryte suchym śniegiem $f = 0{,}10$
— pole wzlotów pokryte puszystym śniegiem $f = 0{,}20$
— pole wzlotów pokryte topniejącym śniegiem $f = 0{,}30$

W miarę zwiększania mocy silnika śmigło wytwarza ciąg większy od siły tarcia i samolot zaczyna toczyć się po lotnisku. Wraz z ruchem samolotu zaczynają działać jego siła nośna $P_z$ oraz opór $P_x$.

W tej fazie startu ciąg śmigła jest większy od sumy oporu aerodynamicznego i oporu (siły) tarcia, które zmniejszyły się teraz do:

$$F = f \cdot R' = f(Q - P_z)$$

bo zmniejszył się nacisk kół na powierzchnię z powodu częściowego zrównoważenia ciężaru samolotu przez siłę nośną.

Nadwyżka siły ciągu nad oporami:

$$\Delta T = T - [P_x + f(Q - P_z)] \tag{10.2}$$

powoduje przyspieszenie ruchu, tak że samolot rozpędza się (rys. 10.1*b*). W miarę zwiększenia się prędkości ruchu samolotu maleje przyspieszenie, ponieważ z rosnącą prędkością zmniejsza się ciąg śmigła $T$, natomiast opór $P_x$ zwiększa się.

W pewnej chwili (rys. 10.1*c*) prędkość samolotu osiąga wartość, przy której siła nośna staje się w przybliżeniu równa ciężarowi samolotu; opór tarcia staje się równy zeru, gdy nacisk kół na nawierzchnię także równy jest zeru:

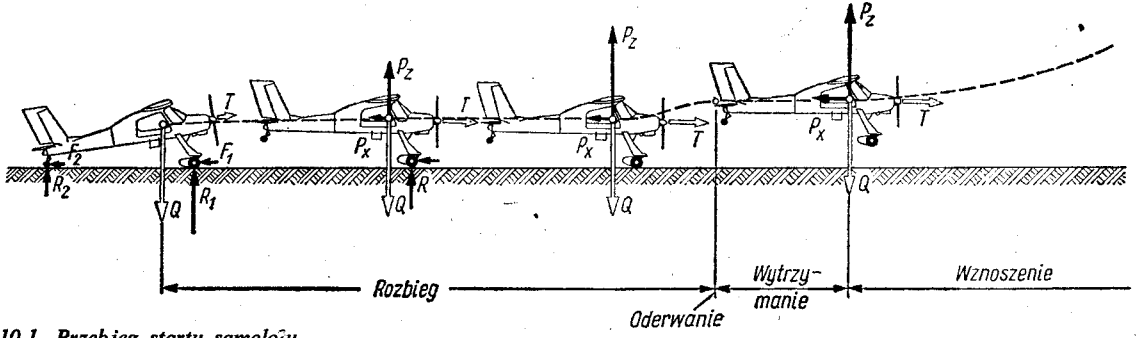
$$R' = Q - P_z = 0$$

Kończy się wówczas pierwszy etap startu, a mianowicie tzw. rozbieg samolotu. Długość rozbiegu zależy od nadwyżki ciągu nad oporami ruchu [nadwyżkę można obliczyć z zależności (10.2)], od ciężaru samolotu oraz od jego obciążenia jednostkowego. Im nadwyżka ciągu jest większa, a ciężar samolotu mniejszy, tym przyspieszenie ruchu w czasie rozbiegu jest większe i tym prędzej samolot osiąga prędkość, przy której siła nośna staje się równa ciężarowi samolotu. Prędkość ta jest tym mniejsza, im mniejsze jest obciążenie jednostkowe samolotu $Q/S$.

Na nadwyżkę ciągu $\Delta T$ ma, jak widać z zależności (10.2), wpływ:
— moc silnika, decydująca o ciągu $T$,
— kąt natarcia w czasie startu decydujący o wartości siły nośnej oraz oporu,
— rodzaj nawierzchni lotniska, od której zależy współczynnik tarcia $f$,
— ciężar samolotu, od którego zależy wartość siły tarcia.

Aby otrzymać jak największą nadwyżkę ciągu, pilot powinien:
— całkowicie otworzyć przepustnicę, aby silnik rozwinął największą swą moc,
— sterem wysokości spowodować uniesienie ogona samolotu, aby uniknąć tarcia tylnego podwozia oraz zmniejszyć opór samolotu,
— nadać skrzydłom samolotu taki kąt natarcia, aby suma oporów ruchu: $P_x + f(Q - P_z)$ była w każdej chwili rozbiegu jak najmniejsza.

O ile spełnienie dwu pierwszych warunków nie wymaga od pilota specjalnej rutyny, o tyle spełnienie warunku trzeciego wymaga pewnego doświadczenia.




*10.1. Przebieg startu samolotu*

Kąt natarcia, przy którym opory ruchu mają wartości minimalne, nie jest dla danego samolotu stały, lecz zależy od wartości współczynnika tarcia o nawierzchnię lotniska, a więc od rodzaju nawierzchni.

Im większy jest współczynnik tarcia, tym większy powinien być kąt natarcia w czasie rozbiegu, ponieważ potrzebna jest wtedy większa siła nośna, która unosząc częściowo samolot zmniejsza dużą w tym przypadku siłę tarcia.

Jeżeli nawierzchnia lotniska jest bardzo dobra, to kąt natarcia w czasie rozbiegu powinien być mały, ponieważ dominującą rolę odgrywa w tym przypadku opór aerodynamiczny samolotu, który maleje ze zmniejszeniem kąta natarcia.

W celu przybliżonego obliczenia długości rozbiegu $L_r$ można posłużyć się doświadczalną zależnością:

$$L_r = 0{,}004 \cdot \frac{(v_{odr} \pm v_w)^2}{\frac{k \cdot N_e}{Q} - f} \tag{10.3}$$

gdzie:

$v_{odr}$ — prędkość oderwania w km/h,

$v_w$ — prędkość wiatru („+" gdy start odbywa się z wiatrem, „−" gdy pod wiatr) w km/h,

$Q$ — ciężar samolotu w locie w daN,

$f$ — współczynnik tarcia w czasie startu,

$k$ — współczynnik zależny od największej prędkości lotu poziomego rozwijanej przez dany samolot,

$N_e$ — moc efektywna silnika w kW.

Jak widzimy z zależności (10.3), wiatr ma duży wpływ na długość rozbiegu. Start pod wiatr jest zawsze znacznie krótszy niż start w ciszy lub z wiatrem. Dlatego też startu z wiatrem z zasady należy unikać.

Jak wspomnieliśmy, pod koniec rozbiegu siła nośna jest w przybliżeniu równa ciężarowi samolotu. Wówczas pilot, przez lekkie zwiększenie kąta natarcia skrzydeł, ściągając drążek sterownicy, zwiększa siłę nośną, która pokonuje ciężar samolotu i odrywa go od ziemi. Ta chwila startu nazywa się oderwaniem. Prędkość oderwania powinna być o około 15% większa od najmniejszej prędkości lotu danego samolotu.

Po oderwaniu samolotu następuje kolejny etap startu, a mianowicie tzw. wytrzymanie, polegające na tym, że po oderwaniu samolotu od ziemi pilot oddaje nieco drążek sterownicy i samolot na małej wysokości nad ziemią nabiera prędkości. W chwili gdy prędkość wzrośnie około 15% ponad prędkość oderwania, tzn. gdy zbliży się do prędkości, przy której samolot ma największy nadmiar mocy rozporządzalnej ponad moc potrzebną do lotu poziomego, pilot rozpoczyna ostatni etap startu, a mianowicie tzw. początkowe wznoszenie. Start kończy się w chwili osiągnięcia przez samolot wysokości $H \approx 15$ m, po czym następuje wznoszenie.

Opisany powyżej przebieg startu jest normalnym startem lekkiego samolotu sportowego.

W przypadku startu z lotniska o małej powierzchni, lecz o dogodnym podejściu, pożądane jest jak największe skrócenie rozbiegu. Można to osiąg-

nąć przez oderwanie samolotu od ziemi przy prędkości niewiele większej od jego prędkości minimalnej, nadając mu kąt natarcia zbliżony do kąta krytycznego. Długość rozbiegu można i w tym przypadku obliczyć z zależności (10.3), należy jedynie wstawić do niej $v_{min}$ zamiast $v_{odr}$.

Z powodu małej prędkości, bliskości przeciągnięcia i małej jeszcze skuteczności sterów w czasie takiego startu łatwo może nastąpić przepadnięcie samolotu lub ześlizg na skrzydło, dlatego taki start powinien być stosowany jedynie w przypadkach wyjątkowych, podyktowanych koniecznością.

Niekiedy usytuowanie pola wzlotów uniemożliwia start pod wiatr, lecz zmusza do startowania z wiatrem bocznym, który usiłuje przechylić samolot na skrzydło oraz odchylić go od kierunku startu. Aby temu zapobiec, rozbieg należy przeprowadzać na małym kącie natarcia, tak aby lotki działały możliwie skutecznie, a ich wychylenie przeciwdziałało przechylającemu działaniu wiatru. W celu utrzymania kierunku startu należy jednocześnie wychylić odpowiednio ster kierunku, aby zapobiec naturalnej tendencji samolotu do zakręcania „pod wiatr".

Za pomocą zależności (10.3) można obliczyć długość rozbiegu. Na długość startu składa się — poza rozbiegiem — długość wytrzymania i długość wznoszenia aż do osiągnięcia umownej wysokości, np. $H = 15$ m.

Niestety, obliczenie długości wytrzymania i wznoszenia wymaga bardzo złożonych obliczeń z mechaniki lotu i dlatego długość startu do celów praktycznych określa się na podstawie wyników prób w locie. Dla lekkich samolotów z silnikami tłokowymi z dostateczną praktycznie dokładnością można przyjąć, że długość startu $L_s$ jest w przybliżeniu trzykrotnie większa niż długość rozbiegu $L_r$, to znaczy że:

$$L_s \approx 3 \cdot L_r$$

Rozbieg samolotu pilot rozpoczyna od otwarcia przepustnicy i oddania „od siebie" drążka, aby przez jak najszybsze uniesienie ogona samolotu wyeliminować opór tarcia tylnego podwozia oraz zmniejszyć opór aerodynamiczny płatowca. Czynności te mogą być wykonane zbyt szybko albo mało zdecydowanie. W obu przypadkach rozbieg samolotu przebiega z pewnymi trudnościami.

W razie zbyt gwałtownego otwarcia przepustnicy i szybkiego uniesienia ogona samolotu dochodzą do głosu następujące objawy, związane z oddziaływaniem ZSS na samolot (omówionym w rozdziale 11).

— Gwałtowne otwarcie przepustnicy wywołuje gwałtowny wzrost momentu reakcyjnego silnika, który powoduje nierównomierny nacisk kół podwozia na nawierzchnię lotniska. Na przykład w przypadku lewoobrotowego śmigła nacisk prawego koła (a więc i jego opór toczenia się) będzie większy niż koła lewego, w wyniku czego pojawi się moment obracający samolot w prawo.

— Szybkie podniesienie ogona samolotu do góry wywołuje moment giroskopowy ZSS, który na przykład przy lewoobrotowym śmigle dąży — jak wiemy — do obrócenia samolotu w prawo.

— Gwałtowne otwarcie przepustnicy, a więc i zwiększenie prędkości obrotowej śmigła przy małej jeszcze prędkości ruchu samolotu, wzmaga intensywność skośnego opływu usterzenia kierunku, co np. w przypadku

śmigła lewoobrotowego wywołuje moment obracający samolot w prawo. Ponieważ na początku etapu rozbiegu prędkość samolotu jest mała, skuteczność usterzenia kierunku może się okazać niewystarczająca do przeciwstawienia się w pełni zbaczaniu samolotu z kierunku startu.

W razie powolnego i niedostatecznego uniesienia ogona samolotu — czemu oczywiście towarzyszy duży kąt natarcia w czasie rozbiegu — oderwanie samolotu może nastąpić przy zbyt małej prędkości, niewiele większej od $v_{min}$, w wyniku czego w początkowym okresie wytrzymywania samolotu może on „przepaść", ponownie stykając się z ziemią.

Start składający się wyraźnie z czterech następujących etapów: rozbieg, oderwanie, wytrzymanie (rozpędzanie) i wznoszenie, jest startem typowym samolotów z silnikami tłokowymi.

Metoda ta podyktowana została tym, że różnica między prędkością oderwania a najkorzystniejszą prędkością do wznoszenia samolotu z jednym silnikiem tłokowym jest nieduża i samolot po stosunkowo krótkim wytrzymaniu (rozpędzaniu) w locie poziomym osiąga prędkość, umożliwiającą szybkie, a więc i bezpieczne wznoszenie. Natomiast różnice między prędkościami oderwania a najkorzystniejszymi prędkościami do wznoszenia szybkich samolotów odrzutowych oraz współczesnych wielosilnikowych samolotów komunikacyjnych są duże, co wraz z wymaganiami uwzględniania możliwości awarii silnika dyktuje inną technikę startu.

## 10.2

## LĄDOWANIE

Lądowanie jest procesem odwrotnym od startu, a mianowicie: samolot zbliża się lotem ślizgowym ku ziemi, tuż nad ziemią przechodzi do lotu poziomego, stopniowo zmniejsza prędkość i zwiększając jednocześnie kąt natarcia, dotyka ziemi i wytraca resztę prędkości, tocząc się po nawierzchni lotniska.

Zgodnie z tym lądowanie dzieli się na kilka etapów, a mianowicie: zniżanie, wyrównanie, wytrzymanie, przyziemienie i dobieg. Zniżanie podczas podchodzenia do lądowania jest etapem ważnym, ponieważ od niego zależy poprawny przebieg następnego etapu, tzn. wyrównania.

Jeżeli prędkość podchodzenia ($v_{pod}$) jest duża, znacznie większa od prędkości lądowania ($v_{ląd}$), to wyrównanie samolotu należy rozpocząć wyżej, ponieważ w czasie przejścia z lotu ślizgowego w lot poziomy samolot traci stosunkowo znaczną wysokość.

Prócz tego przy dużej prędkości podchodzenia wyrównywanie należy rozpocząć dalej od zamierzonego punktu lądowania, ponieważ samolot, lecąc z dużą prędkością, przeleci na etapie wytrzymania stosunkowo dużą odległość, zanim wytraci prędkość. Odległość tę $L_w$ można obliczyć z doświadczalnej zależności:

$$L_w = 0{,}02 \cdot (v_{pod}^2 - v_{ląd}^2) \tag{10.5}$$

Jeżeli prędkość podchodzenia jest zbliżona do prędkości lądowania, to wyrównywanie nie będzie właściwie miało miejsca, bo samolot, lecąc już

na dużym kącie natarcia, nie może zmniejszyć swej prędkości opadania przez dalsze zwiększanie kąta natarcia i silnie uderza o ziemię, co może spowodować uszkodzenie podwozia.

Prawidłowe podejście do lądowania powinno się odbywać na prędkości optymalnej, a wyrównywanie powinno się rozpoczynać na wysokości około 6÷8 m, kończyć zaś na wysokości 0,5÷1 m.

Po zakończeniu etapu wyrównywania pilot stopniowo zwiększa kąt natarcia, przez co samolot wytraca prędkość aż do prędkości lądowania, lecąc w przybliżeniu równolegle do ziemi.

Samolot powinien zetknąć się z ziemią tuż przed osiągnięciem krytycznego kąta natarcia. Wówczas rozpoczyna się ostatni etap lądowania, mianowicie dobieg, w czasie którego samolot dzięki tarciu o nawierzchnię lotniska wytraca swą prędkość aż do zera.

Długość dobiegu $L_d$ na zwykłej nawierzchni bez zastosowania hamulców można obliczyć w przybliżeniu z zależności:

$$L_d = \frac{(v_{ląd} \pm v_w)^2}{25}$$

natomiast z zastosowaniem hamulców:

$$L'_d = \frac{(v_{ląd} \pm v_w)^2}{38} \tag{10.6}$$

Wstawiając do wzorów (10.6) wartości liczbowe, należy wstawić prędkość lądowania i prędkość wiatru w km/h, znak „—" przy lądowaniu pod wiatr, zaś znak „+" przy lądowaniu z wiatrem.

Prędkość lądowania $v_{ląd}$ może być prędkością nieco mniejszą od $v_{min}$, to jest od najmniejszej prędkości w locie poziomym, ze względu na zjawisko zwiększania się siły nośnej w pobliżu ziemi, zwane „oddziaływaniem ziemi."

$$v_{ląd} \sim 0{,}95\ v_{min}$$

W przypadku „klasycznych" profilów można napisać, że:

$$\text{bez klap:} \quad v_{ląd} \approx 12\sqrt{\frac{Q}{S}} \ \text{[km/h]}$$

$$\text{z klapami:} \quad v_{ląd} \approx 10\sqrt{\frac{Q}{S}} \ \text{[km/h]} \tag{10.7}$$

Jak widzimy z podanych zależności, na długość wytrzymania oraz dobiegu mają decydujący wpływ prędkości lądowania oraz podchodzenia.

Aby skrócić te długości, a więc skrócić lądowanie, stosuje się różnego rodzaju urządzenia służące do zmniejszenia prędkości lotu. Najczęściej stosowane są klapy, które w czasie wychylenia powiększają zarówno współczynnik siły nośnej, jak i współczynniki oporu. Zmniejszają one tym samym prędkość podchodzenia i lądowania oraz obniżają doskonałość samolotu na okres lądowania, umożliwiając bardziej strome podejście, co ma szczególne znaczenie podczas lądowania na lotnisku otoczonym przeszkodami.

W celu skrócenia lądowania, stosuje się często, poza klapami, hamowanie kół podwozia, śmigła przestawialne do hamowania, a w samolotach bardzo

szybkich — otwieranie specjalnych taśmowych spadochronów albo „odwracanie" ciągu.

Prawidłowe lądowanie uchodzi za najtrudniejszy etap lotu. Opinia ta uzasadniona jest nie jakąś skomplikowaną techniką manewru, ale tym, że lądowanie trwa stosunkowo krótko i w przypadku popełnienia błędu pozostaje mało czasu na jego poprawienie.

Prawidłowe lądowanie — to zdecydowane, a jednocześnie dokładne ruchy sterami, przede wszystkim sterem wysokości.

Z typowych błędów popełnianych w czasie lądowania z punktu widzenia mechaniki lotu można wyliczyć trzy, a mianowicie:

— niewłaściwy dobór prędkości podchodzenia,

— wyrównanie samolotu na zbyt dużej wysokości,

— wyrównanie samolotu na zbyt małej wysokości.

Omówimy je pokrótce.

W końcowej fazie podchodzenia pilot ściąganiem drążka sterownicy zwiększa kąt natarcia; dzięki wzrastającej sile nośnej tor lotu przyjmuje kierunek równoległy do ziemi. Wspomniana nadwyżka siły nośnej nad ciężarem samolotu pokonuje pojawiającą się wtedy siłę odśrodkową. Dlatego przed rozpoczęciem wyrównywania potrzebny jest pewien zapas prędkości ponad prędkość minimalną, bo w przeciwnym razie zwiększenie kąta natarcia przy wyrównywaniu nie spowoduje wzrostu siły nośnej, której zadaniem jest pokonanie wspomnianej wyżej siły odśrodkowej, i samolot gwałtownie zetknie się z ziemią.

Zbyt duży zapas prędkości pod koniec podchodzenia również nie jest pożądany. Wydłuża on, a przez to utrudnia, fazę wytrzymania.

Zakończenie etapu wyrównywania na zbyt dużej wysokości powoduje znaczne „przepadnięcie" samolotu. Jeżeli wysokość, z której samolot przepadnie, nie będzie zbyt duża, to najczęściej podwozie potrafi przenieść bez uszkodzenia obciążenie. Jeżeli wysokość przepadnięcia będzie duża, to nie tylko podwozie, ale i płatowiec mogą ulec uszkodzeniu, ponieważ przepadając z dużej wysokości samolot zwala się najczęściej na skrzydło.

Jeżeli pilot wyrówna samolot na zbyt małej wysokości, tak że koła dotkną ziemi przed osiągnięciem prędkości lądowania, to najczęściej w następstwie samolot ponownie oderwie się od ziemi, wykonując podskok, zwany potocznie „kangurem" lub „kozłem".

# Rozdział 11

# ZESPÓŁ NAPĘDOWY

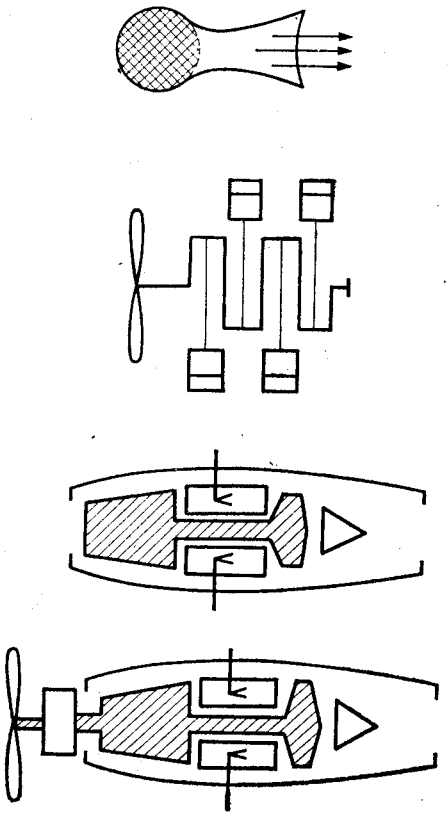
## 11.1

## PODSTAWOWE WIADOMOŚCI O ŚMIGLE

W rozdziale 7 rozważaliśmy, od czego zależy moc potrzebna do lotu i w jaki sposób można ją obliczyć.

Teraz zajmiemy się zespołem, który jest źródłem mocy, jaką rozporządza pilot podczas pilotowania samolotu. Jest nim zespół napędowy, którego celem jest wytworzenie siły, działającej w kierunku lotu, to jest ciągu. Może to być zespół napędowy o działaniu bezpośrednim, tj. z silnikiem turbinowo-odrzutowym lub rakietowym, lub też o działaniu pośrednim, tj. z silnikiem tłokowym lub turbinowym i śmigłem.

Wynikiem działania zespołu napędowego turbinowo-odrzutowego lub rakietowego jest bezpośrednie wytwarzanie ciągu, natomiast zespoły napędowe składające się z silnika (tłokowego lub turbinowego) i śmigła wytwarzają ciąg pośrednio poprzez pracę śmigła, które gra rolę elementu pośredniczącego.



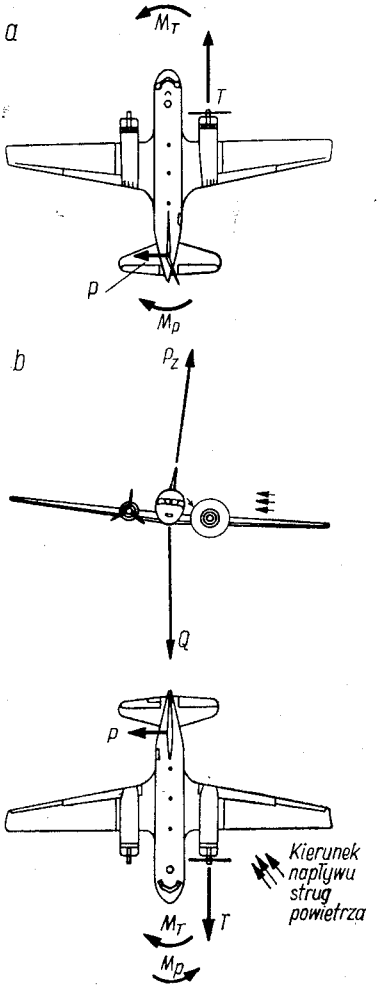
*11.1. Schematy silników*

Dążenie do zwiększania osiągów samolotów, przede wszystkim zaś ich prędkości i wysokości lotu, stało się powodem stosowania silników tłokowych o coraz to większych mocach. Względy wytrzymałościowe i konstrukcyjne nie pozwalały na budowę takich silników o mocach przekraczających 4000 ÷ 5000 kW, a tego rzędu moce były potrzebne do uzyskania

prędkości około 1000 km/h. Wzrastanie oporu falowego ze zwiększeniem prędkości obrotowej śmigieł i ze zwiększaniem wysokości lotu prowadziło do obniżenia mocy efektywnej całego zespołu napędowego. To ostatecznie zadecydowało o zmianie rodzaju napędu samolotów. Obecnie podstawowym napędem współczesnych samolotów wojskowych i komunikacyjnych jest silnik turbinowo-odrzutowy.

Charakterystyki osiągowe silników turbinowo-odrzutowych umożliwiły:

— zwiększenie prędkości lotu w wyniku tego, że ciąg silnika niemal nie maleje z prędkością, jak to ma miejsce przy napędzie pośrednim (tj. ze śmigłami), a moc, będąca iloczynem ciągu i prędkości, przy stałej wartości ciągu zwiększa się w miarę zwiększania się prędkości,




*11.2. Awaria zespołu napędowego — równoważenie asymetrii ciągu*

*a* — wychyleniem steru kierunku, *b* — przechyleniem (ześlizgiem) samolotu

— zwiększenie wysokości lotu, ponieważ ciąg silnika turbinowo-odrzutowego maleje z wysokością w mniejszym stopniu niż ciąg zespołu napędowego śmigło-silnik.

Zanim jednak wprowadzono do użytkowania silniki odrzutowe, zwiększono moc rozporządzalną poprzez zabudowę w samolocie dwu, trzech lub więcej silników. Wtedy okazało się, że wprawdzie jest to rozwiązanie nie perspektywiczne, to jednak przynosi istotną korzyść, polegającą na zwiększeniu bezpieczeństwa lotu. Mianowicie w razie awarii jednego z silników samolotu wielosilnikowego możliwe jest kontynuowanie lotu, podczas gdy uszkodzenie zespołu napędowego samolotu jednosilnikowego pociąga za sobą konieczność wykonania natychmiastowego przymusowego lądowania.

Z punktu widzenia mechaniki lotu samolotów wielosilnikowych, istotne znaczenie dla bezpieczeństwa lotu mają dwa zagadnienia:

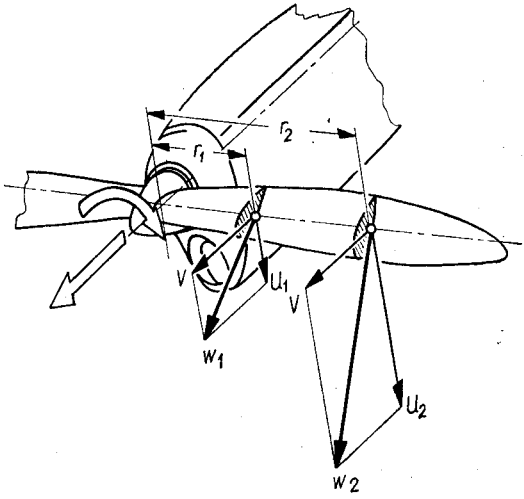
— zmiana (pogorszenie) osiągów samolotu w razie awarii jednego z zespołów napędowych,

— zmiana własności lotnych jako wynik asymetrii ciągu, będącej następstwem awarii jednego z zespołów napędowych.

Samoloty wielosilnikowe jako bezpieczniejsze stały się podstawowym sprzętem stosowanym w komunikacji lotniczej.

W trosce o jak największe bezpieczeństwo lotów powstały całe systemy oceny tych samolotów jako warunku dopuszczenia ich do użytkowania. Podstawowe wymagania dotyczące możliwości lotu samolotu wielosilnikowego w razie awarii jednego z silników zostaną podane w rozdziałach 12 i 13.

W lotnictwie sportowym, w którym w przeważającej większości są eksploatowane samoloty lekkie, podstawowym napędem pozostał nadal silnik tłokowy, tworzący wraz ze śmigłem zespół śmigło-silnik (ZSS). Aby zrozumieć zasady pracy i możliwości tego zespołu napędowego, rozważania zaczniemy od wyjaśnienia pracy śmigła.




*11.3. Ruch poszczególnych przekrojów łopaty śmigła, będący ruchem wypadkowym wynikającym z ruchu postępowego samolotu oraz ruchu obrotowego śmigła*

Mechanizm powstawania na śmigle siły aerodynamicznej jest taki sam jak opisany proces tworzenia się tych sił na skrzydle. Różnica polega jedynie na tym, że ruch śmigła jest bardziej złożony niż skrzydła. Śmigło porusza się bowiem wraz z samolotem do przodu z prędkością lotu, obracając się jednocześnie wraz z wałem korbowym silnika dookoła swojej osi.

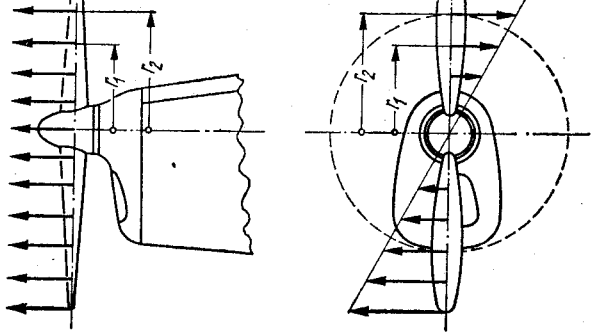
Przekroje łopat śmigła przecięte płaszczyznami do nich prostopadłymi mają kształt profilów podobnych do profilów skrzydła (rys. 11.3).

Każdy z przekrojów łopat śmigła porusza się do przodu wraz z samolotem z prędkością postępową $v$ oraz krąży dokoła osi wału korbowego silnika z prędkością obwodową $u$, leżącą w płaszczyźnie obrotu śmigła (rys. 11.4). O ile prędkość $v$ jest jednakowa dla wszystkich przekrojów, o tyle prędkość $u$ — jak widać na rysunku 11.4 — rośnie w miarę oddalania się przekroju od osi obrotu śmigła. Prędkość $u$ można obliczyć z zależności:

$$u = \frac{2 \cdot \pi \cdot r \cdot n}{60} \tag{11.1}$$

bo śmigło wykonuje $n$ obrotów w ciągu 1 min i każdy z przekrojów łopat śmigła pokonuje w ciągu 1 min drogę $2 \cdot \pi \cdot r \cdot n$ metrów. Przy stałej więc prędkości obrotowej śmigła prędkość $u$ poszczególnych przekrojów łopaty wzrasta proporcjonalnie do odległości $r$ przekroju od osi obrotu. Prędkość postępową $v$ przekroju łopat śmigła oraz jego prędkość obwodową $u$ można dodać do siebie geometrycznie, otrzymując wypadkową prędkość $w$ danego przekroju (rys. 11.3).

Ponieważ prędkość obwodowa poszczególnych przekrojów łopat śmigła zmienia się wzdłuż ramienia łopat, zmienia się wraz z nią i wypadkowa prędkość $w$ tak co do wartości, jak i kierunku.

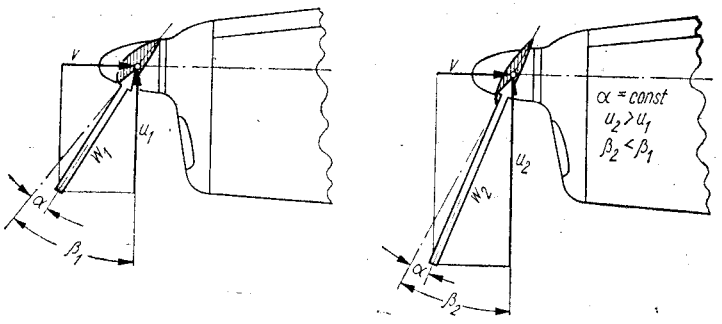



*11.4. Wartości prędkości postępowej oraz obwodowej poszczególnych przekrojów łopaty śmigła*

Wspomniana zmiana kierunku wypadkowej prędkości $w$ wzdłuż ramienia śmigła narzuca konieczność „zmiany kierunku" cięciw poszczególnych przekrojów łopat śmigła, tak że łopata śmigła ma kształt silnie zwichrzonego skrzydła. Omówimy to dokładniej.

Kąty natarcia profilów poszczególnych przekrojów łopat śmigła powinny mieć wzdłuż łopat — podobnie jak w przypadku skrzydła — niewiele różniące się od siebie wartości.

Na rysunku 11.5*a* przedstawiono w widoku z boku profil śmigła w przekroju leżącym w odległości $r_1$ od osi wału, a na rysunku 11.5*b* pokazano profil śmigła w przekroju leżącym w odległości $r_2$, czyli położonym dalej od osi wału niż przekrój $r_1$. Na rysunkach tych wykreślono również składowe prędkości strumienia powietrza względem śmigła, wywołane lotem samolotu z prędkością obwodową $u$. Kierunki te są przeciwne do pokazanych na rysunku 11.3, na którym $v$ oraz $u$ oznaczały prędkość śmigła względem powietrza.




*11.5. Zmiana kąta nastawienia przekrojów łopaty śmigła wzdłuż jego rozpiętości*

Ponieważ prędkość $v$ jest taka sama dla wszystkich przekrojów śmigła, prędkość zaś obwodowa $u$ rośnie w miarę oddalania się od osi wału, wypadkowa prędkość $w$ strumienia powietrza w miarę oddalania się od osi wału przyjmuje kierunek coraz mniej odchylony od płaszczyzny obrotu śmigła.

Jeżeli więc kąty natarcia poszczególnych przekrojów łopaty śmigła mają mieć w przybliżeniu wartości stałe wzdłuż ramienia śmigła, to wraz ze zmianą kierunku prędkości $w$ musi się także zmieniać wzdłuż ramienia śmigła kierunek cięciw poszczególnych przekrojów (jak pokazano na rysunku 11.5), a mianowicie z kierunku zbliżonego do kierunku osi wału tuż przy piaście śmigła — na kierunek prawie równoległy do płaszczyzny obrotu na końcach łopat.

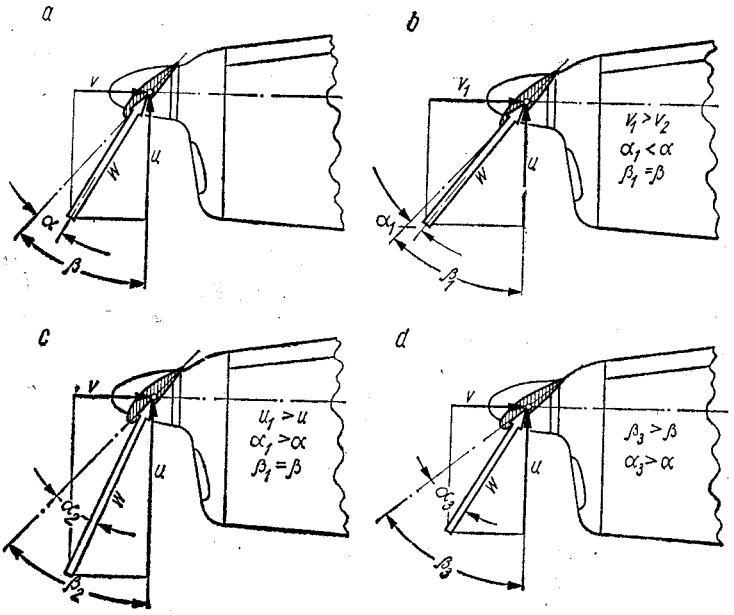
Wspomnieliśmy, że kąt natarcia skrzydła może być dowolnie zmieniany przez pilota za pomocą usterzenia wysokości. Nasuwa się pytanie, od czego zależą kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła i czy kąty te mogą być również dowolnie zmieniane przez pilota.

Na rysunku 11.6*a* pokazano kąt natarcia $\alpha$ jednego z przekrojów śmigła, gdy prędkość lotu jest równa $v$, prędkość obwodowa danego przekroju jest równa $u$, a cięciwa profilu ustawiona jest względem płaszczyzny obrotu śmigła pod kątem $\beta$.

Rozważmy, jaki wpływ ma na kąt natarcia prędkość lotu $v$, prędkość obrotowa wału korbowego $n$ oraz kąt nastawienia śmigła $\beta$.

Z rysunków 11.6*b* oraz 11.6*c* widzimy wyraźnie, że zmiana prędkości lotu z $v$ na $v_1$ przy stałej wartości prędkości obwodowej $u$ oraz kąta nastawienia $\beta$ powoduje zmniejszenie kąta natarcia rozważanego przekroju śmigła z $\alpha$ na $\alpha_1$.

Zwiększenie prędkości obrotowej $n$ powoduje zwiększenie prędkości obwodowej danego przekroju śmigła z $u$ na $u_1$ oraz (jak widzimy na rysunku 11.6*c* oraz 11.6*a*) przy stałej prędkości $v$ i stałym kącie nastawienia $\beta$ — wzrost kąta natarcia z $\alpha$ na $\alpha_2$.




*11.6. Zależność kąta natarcia przekroju ramienia śmigła od jego kąta nastawienia, prędkości postępowej oraz prędkości obwodowej*

Zwiększenie kąta nastawienia danego przekroju śmigła z $\beta$ na $\beta_3$ powoduje zwiększenie przy stałych prędkościach $v$ oraz $u$ kąta natarcia z $\alpha$ na $\alpha_3$ (co widać wyraźnie na rysunku 11.6*d* oraz 11.6*a*).

Widzimy więc, że wartości kątów natarcia poszczególnych przekrojów łopaty śmigła mają wpływ na:

— stosunek prędkości lotu lotu $v$ do prędkości obwodowej $u$ oraz

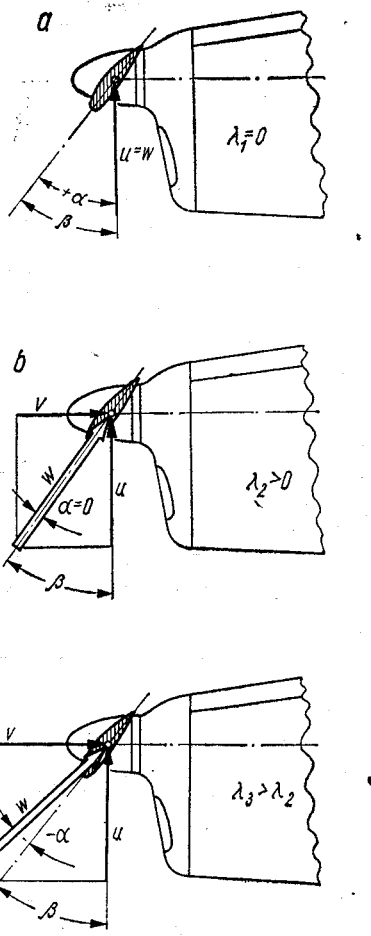
— kąta nastawienia śmigła $\beta$.

Stosunek prędkości lotu do prędkości obwodowej nazywamy posuwem i oznaczamy literą $\lambda$:

$$\lambda = \frac{v}{u} \tag{11.2}$$

Im posuw jest większy, to znaczy większa jest prędkość lotu $v$ w stosunku do prędkości obwodowej śmigła, tym mniejsze są kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła.

W czasie próby silnika na starcie, gdy prędkość lotu $v = 0$, także posuw $\lambda = 0$, kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła osiągają największe wartości, bo są wtedy równe kątom nastawienia (rys. 11.7*a*).
Ze zwiększającą się prędkością lotu zwiększa się posuw, a więc maleją kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła. Przy odpowiednio dużej prędkości lotu osiągają one wartości równe zeru, a przy dalszym wzroście prędkości osiągają wartości ujemne (rys. 11.7*b* oraz 11.7*c*).




*11.7. Zmiana posuwu śmigła z prędkością lotu*

Jak widzimy, kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła nie są wielkościami stałymi, lecz:
— zmieniają się mimo woli pilota wraz ze zmianą posuwu, a więc ze zmianą prędkości lotu i prędkości obrotowej silnika,
— przy odpowiedniej konstrukcji śmigła mogą być dowolnie zmieniane

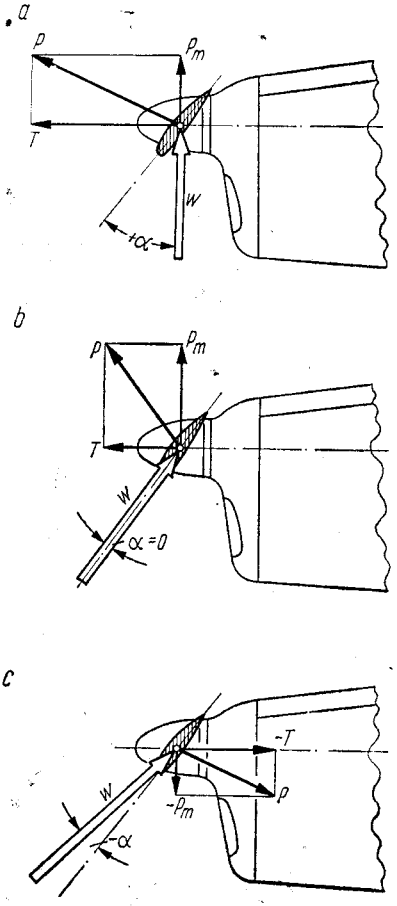
przez pilota za pomocą urządzenia umożliwiającego zmianę kąta nastawienia $\alpha$.

Wraz ze zmianą kątów natarcia zmieniają się wartości i kierunki sił aerodynamicznych, działających w poszczególnych przekrojach śmigła, a więc zmieniają się własności śmigła. Fakt ten wymaga znowu dodatkowych objaśnień.

Na rysunku 11.7*a*, *b*, *c* wykreślono wypadkową siłę aerodynamiczną *P*, działającą w jednym z przekrojów śmigła, w stanach lotu omówionych na podstawie rysunku 11.7*a*, *b*, *c*. Dla większej przejrzystości rysunku pominięto na nim prędkości składowe, a wykreślono jedynie prędkość wypadkową *w*.

Na rysunku tym rozłożono poza tym wypadkową siłę aerodynamiczną na dwie składowe:

— składową równoległą do osi śmigła, oznaczoną przez *T* i zwaną ciągiem, oraz




*11.8. Zmiana ciągu śmigła oraz jego siły obwodowej z prędkością lotu*

— składową, leżącą w płaszczyźnie obrotu śmigła, oznaczoną przez $P_m$, zwaną siłą obwodową,

Ciąg śmigła — jak sama nazwa wskazuje — „ciągnie" samolot w kierunku osi śmigła. Siły obwodowe $P_m$ działając w poszczególnych przekrojach śmigła w odległości $r$ od osi śmigła przeciwstawiają się jego obrotowi, tworząc momenty oporowe śmigła o wartości $M = P_m \cdot r$, które pokonywane są przez silnik.

Na rysunku 11.8 widzimy, że ciąg i siły $P_m$ są różne tak co do wartości, jak i kierunku w różnych stanach lotu.

W czasie próby silnika na ziemi (rys. 11.8*a*) zarówno ciąg $T$, jak i siła $P_m$ są duże. Silnik natrafia więc wtedy na duży opór ze strony śmigła.

Ze wzrostem prędkości lotu (rys. 11.8*b*) obie składowe siły maleją. Wraz ze zmniejszeniem się siły $P_m$ maleje moment oporowy śmigła, stąd znane zjawisko, że silnik ze wzrostem prędkości lotu zwiększa swą prędkość obrotową, bez zmiany przez pilota położenia przepustnicy gaźnika.

Gdy prędkość lotu znacznie zwiększa się, np. w stromym locie ślizgowym, kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła osiągają wartości ujemne (rys. 11.8*c*), a wypadkowa siła aerodynamiczna zmienia swój kierunek. Ciąg śmigła staje się ujemny, a więc śmigło hamuje samolot w stromym locie ślizgowym, zaś siła $P_m$ nie przeciwstawia się już obrotowi śmigła, lecz nawet „pomaga" silnikowi. Śmigło staje w tym przypadku „wiatrakiem" obracającym silnik, stąd też znane wszystkim pilotom niebezpieczeństwo „rozbiegania się" silnika — zwane popularnie „rozkrętem śmigła" — i konieczność przymknięcia przepustnicy gaźnika.

## 11.2

## WSPÓŁCZYNNIK SPRAWNOŚCI ŚMIGŁA

Opisaliśmy trzy przypadki pracy śmigła. W którym z nich śmigło pracowało najsprawniej?

Przy omawianiu biegunowej samolotu wspomnieliśmy, że miarą jakości aerodynamicznej jest doskonałość, będąca stosunkiem siły nośnej do oporu. Można by więc przypuszczać, że podobnie w przypadku śmigła stosunek ciągu $T$ do siły $P_m$ mógłby być miarą jego jakości. Przypuszczenie to nie byłoby jednak słuszne. Istnieje bowiem zasadnicza różnica w wymaganiach stawianych śmigłu i skrzydłu.

Skrzydło powinno wytwarzać jak największą siłę nośną przy jak najmniejszym oporze, a więc doskonałość jego, czyli stosunek tych sił, jest najlepszą miarą jego jakości.

Śmigło zaś powinno zamieniać moc silnika jak najsprawniej na użyteczny ciąg. Najlepszą więc miarą jakości śmigła może być stosunek pracy wykonanej przez śmigło w postaci siły ciągu śmigła $T$ do mocy pobieranej przez śmigło od silnika na pokonywanie momentu oporowego śmigła. Stosunek ten nazywa się sprawnością śmigła $\eta$.

Zastanówmy się teraz, od czego zależy sprawność śmigła.

Praca, jak wiemy, jest iloczynem siły oraz drogi, wzdłuż której siła pokonuje jakiś opór. W ciągu 1 sekundy ciąg $T$ przemieszcza samolot wzdłuż

drogi $l = v$, przy czym $v$ jest prędkością lotu. Natomiast siła $P_m$ będzie się w tym czasie przeciwstawiała silnikowi wzdłuż drogi $L = u$, przy czym $u$ jest prędkością obwodową danego przekroju śmigła.
Moc, czyli praca wykonywana przez śmigło w ciągu 1 sekundy jest więc równa:

$$N_T = T \cdot v$$

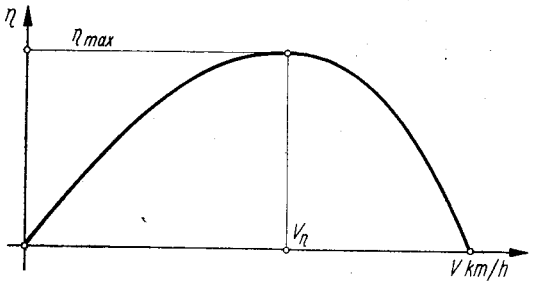
praca zaś wykonana w tym czasie przez silnik:

$$N_m = P_m \cdot u$$

Sprawność śmigła można więc wyrazić zależnością:

$$\eta = \frac{N_T}{N_m} = \frac{T \cdot v}{P_m \cdot u} = \frac{T}{P_m} \cdot \lambda \tag{11.3}$$

Ponieważ stosunek $T/P_m$ jest dla śmigła — podobnie jak dla samolotu $P_z/P_x$ — swego rodzaju miarą doskonałości aerodynamicznej, możemy powiedzieć, że sprawność śmigła — będąca miarą ekonomii śmigła — jest iloczynem jego doskonałości $T/P_m$ oraz posuwu $\lambda$.
Z zależności (11.3) wynika, że sprawność śmigła równa jest zeru w dwu przypadkach:
— gdy ciąg śmigła $T = 0$ oraz
— gdy posuw śmigła $\lambda = 0$.
Ciąg śmigła ma wartość zerową ($T = 0$) przy bardzo dużej prędkości lotu, a mianowicie w przypadku pośrednim pomiędzy pokazanym na rysunku 11.8*b* i na rysunku 11.8*c*, natomiast posuw będący stosunkiem prędkości lotu do prędkości obwodowej jest wtedy różny od zera.
Posuw ma wartość zerową ($\lambda = 0$), wtedy, gdy prędkość lotu $v = 0$ a śmigło obraca się na przykład w czasie próby silnika na postoju.

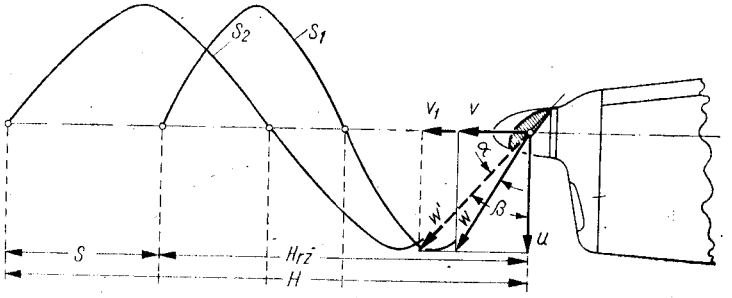



*11.9. Zmiana sprawności śmigła z prędkością lotu*

W tych więc dwóch przypadkach, to znaczy w czasie próby silnika na postoju oraz przy bardzo dużej prędkości lotu, z zasady przekraczającej osiągalną prędkość danego samolotu, sprawność śmigła ma wartość zerową ($\lambda = 0$), jak pokazano na rysunku 11.9.
Największą swą wartość — zawsze jednak mniejszą od jedności — sprawność śmigła osiąga przy pośredniej prędkości lotu, którą oznaczono na rysunku 11.9 przez $v_\eta$.

W dotychczasowych naszych rozważaniach o śmigle operowaliśmy pojęciami: kąt natarcia, kąt nastawienia oraz posuw. Wprowadzenie tych pojęć umożliwiło wykazanie analogii pomiędzy skrzydłem i śmigłem. Do celów użytkowych pojęcia te nie są jednak zbyt wygodne i zamiast nich wprowadzono pojęcia: skok geometryczny, skok rzeczywisty, poślizg.

Wzajemny stosunek między tymi pojęciami wyjaśnia rysunek 11.10. Pokazany na nim przekrój łopaty śmigła, porusza się wraz z samolotem




*11.10. Skok i poślizg śmigła*

z prędkością postępową $v$ i obraca się jednocześnie dokoła osi śmigła z prędkością obwodową $u$. Przekrój ten porusza się więc z prędkością wypadkową wzdłuż pokazanego na rysunku spiralnego toru $S_1$.

Drogę, którą przelatuje samolot w ciągu jednego obrotu śmigła, nazwano skokiem rzeczywistym śmigła $H_{rz}$, ponieważ jak widzimy na rysunku 11.10, droga ta jest równa skokowi linii śrubowej, wzdłuż której poruszają się w czasie lotu poszczególne przekroje śmigła.

Gdy prędkość lotu $v$ wzrosła do prędkości $v'$ tak dużej, że kierunek wypadkowej prędkości $w'$ pokryłby się z kierunkiem cięciwy przekroju śmigła, to poruszałby się on po torze spiralnym $S_2$ o większym niż poprzednio skoku, a mianowicie o tzw. skoku geometrycznym, oznaczonym przez $H$, przy czym kąt natarcia przekroju miałby wartość zerową ($\alpha = 0$). Różnica między skokiem geometrycznym a skokiem rzeczywistym została nazwana poślizgiem śmigła i oznaczona przez $S$.

Przypatrzywszy się uważnie rysunkowi 11.10 spostrzeżemy, że:

— kąt natarcia $\alpha$ poszczególnych przekrojów śmigła zależy od różnicy między skokiem geometrycznym a skokiem rzeczywistym, a więc zależy od poślizgu; poślizg jest więc pewnego rodzaju miarą kąta natarcia śmigła,

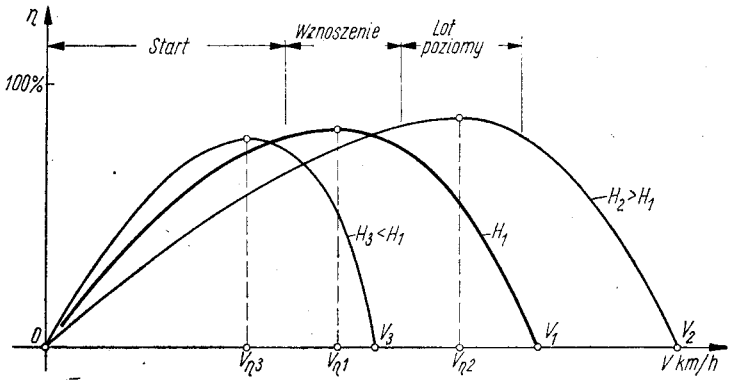
— skok geometryczny zależy od kąta nastawienia śmigła,

— skok rzeczywisty zależy od kierunku wypadkowej prędkości $w$, a więc jest odpowiednikiem posuwu śmigła.

## ŚMIGŁO PRZESTAWIALNE

Na rysunku 11.9 przedstawiono zależność sprawności śmigła od prędkości lotu. Zastanówmy się, jaki może mieć wpływ na tę zależność zmiana skoku śmigła. Dla śmigła o kącie nastawienia $\beta_1$, a więc o skoku geometrycznym $H_1$ zależność współczynnika sprawności śmigła od prędkości lotu wykreślono na rysunku 11.11 linią grubą. Przy prędkości lotu $v = v_1$ kąty natarcia poszczególnych przekrojów tego śmigła osiągnęły już tak małe wartości, że ciąg śmigła i jego sprawność stały się równe zeru.

Jeżeli teraz zwiększamy kąt nastawienia śmigła z $\beta_1$ na $\beta_2$, np. przez przekręcenie łopat śmigła, to zwiększamy także jego skok geometryczny




*11.11. Wpływ skoku śmigła na zmianę jego sprawności z prędkością lotu*

z $H_1$ na $H_2$. Wzrosną wtedy kąty natarcia poszczególnych przekrojów śmigła, tak że zacznie ono znowu dawać ciąg. Dopiero przy dalszym wzroście prędkości lotu, np. aż do $v_2$, kąty natarcia osiągną znowu tak małe wartości, że ciąg, a więc i sprawność śmigła znów osiągną wartości równe zeru.

Jak widzimy na rysunku 11.11, zwiększenie skoku śmigła z $H_1$ na $H_2$ wywołało jak gdyby rozciągnięcie krzywej sprawności śmigła w kierunku większych prędkości lotu, przesuwając tym samym największą wartość sprawności z prędkością $v_{\eta 1}$ do prędkości $v_{\eta 2}$.

Zmniejszenie kąta nastawienia śmigła z $\beta_1$ na $\beta_3$, więc zmniejszenie jego skoku z $H_1$ na $H_3$, ścieśnia krzywą sprawności śmigła i przesuwa największą jej wartość w kierunku mniejszych prędkości, a mianowicie z $v_{\eta 1}$ na $v_{\eta 3}$.

Z tych kilku wyjaśnień wynika, jakie korzyści daje śmigło przestawialne o skoku dowolnie zmienianym przez pilota.

W czasie startu pilot ustawia śmigło na mały skok i śmigło pracuje wtedy najsprawniej przy małych prędkościach, a więc start jest krótki.

W czasie wznoszenia pilot zwiększa nieco skok śmigła i śmigło pracuje sprawniej przy nieco większych niż poprzednio prędkościach, tak że szybkość wznoszenia samolotu jest wtedy duża.

W czasie szybkiego lotu poziomego pilot ustawia śmigło na skok największy i śmigło pracuje najsprawniej przy dużych prędkościach, dzięki czemu samolot osiąga większą prędkość lotu poziomego, niżby osiągnął ze śmigłem o mniejszym skoku.

Skok śmigła przestawialnego może być zmieniany mechanicznie, elektrycznie, hydraulicznie lub aerodynamicznie.

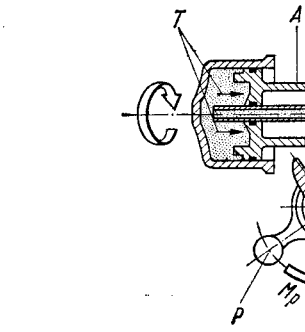
Ze względu na swoje zalety najszersze zastosowanie znalazły śmigła przestawiane hydraulicznie. Śmigła aerodynamiczne ze względu na swoją prostotę stosowane są niekiedy w ZSS małej mocy.

**Śmigło przestawiane hydraulicznie**

Śmigło przestawiane hydraulicznie może być rozwiązane jako śmigło:
— selekcyjne,
— samoprzestawialne (automatyczne).

W przypadku śmigła selekcyjnego pilot za pomocą dźwigni w kabinie lub pokrętła wybiera według własnego uznania skok śmigła. W przypadku śmigła automatycznego zmiana skoku śmigła odbywa się w sposób ciągły, za pośrednictwem „automatu", który reaguje na parametry pracy ZSS. Najczęściej są stosowane śmigła reagujące automatycznie zmianą skoku na zmianę prędkości obrotowej ZSS, których poziom ustawia pilot z kabiny za pośrednictwem pokrętła regulatora obrotów.

Zasadę działania takiego śmigła wyjaśniono na rysunku 11.12. Na rysunku tym literą *S* oznaczono jedno z ramion śmigła, zamocowane obrotowo w piaście, dzięki czemu kąt nastawienia — a więc i skok — może być




*11.12. Zasada działania śmigła przedstawianego hydraulicznie*

zmieniany. W czasie pracy ZSS siła odśrodkowa działająca na przeciwciężar *P*, przymocowany do ramienia śmigła, usiłuje obrócić ramię w kierunku zwiększenia jego skoku. Przeciwdziała temu ciśnienie oleju wywierające na tłok *A* siłę *T*. Ciśnienie oleju wytwarza pompa zębata *Z*, a dopływ oleju pod tłok reguluje zawór *W*, przestawiany przez regulator obrotów,

którego ciężarek $Q$ wirując dokoła osi $I - I$ usiłują podnieść do góry zawór $W$, czemu przeciwstawia się nacisk sprężyny, napinanej dowolnie przez pilota z kabiny za pomocą pokrętła $R$ i mechanizmu zębatego.

Stan pokazany na rysunku 11.12 jest stanem równowagi, to znaczy że:

— siła sprężyny regulatora utrzymuje jego ciężarki w położeniu neutralnym,

— zawór $W$ odciął dopływ oraz odpływ oleju spod tłoka $A$,

— siła odśrodkowa przeciwciężaru $P$ równoważona jest ciśnieniem oleju panującym pod tłokiem $A$.

Gdyby z jakiegoś powodu prędkość obrotowa ZSS — bez woli pilota — zwiększyła się na przykład wskutek przejścia samolotu z lotu poziomego w lot ślizgowy, ciężarki $Q$ regulatora obrotów podniosą zawór $W$, powodując upust oleju spod tłoka $A$, dzięki czemu przeciwciężar przestawi ramię śmigła na większy skok. Ale większy skok zwiększa moment oporowy śmigła, który z kolei wywołuje zmniejszenie prędkości obrotowej ZSS, regulator obrotów oraz zawór $W$ powrócą do poprzedniego położenia i przywrócony zostanie ponownie stan równowagi, ale przy większym niż poprzednio skoku śmigła.

Analogicznie, zmniejszenie prędkości obrotowej ZSS wywoła ruch rawozu $W$ w dół i połączenie układu hydraulicznego śmigła z pompą $Z$, która tłocząc olej pod tłok $A$ zmniejszy skok śmigła, pokonując siłę odśrodkową przeciwciężaru. Mniejszy skok daje mniejszy moment oporowy śmigła, w wyniku czego ZSS zwiększa prędkość obrotową i zostaje przywrócony stan równowagi pokazany na rysunku 11.12, ale przy mniejszym już skoku.

Podobnie reaguje śmigło samoprzestawialne na zmianę prędkości obrotowej ZSS, wywołaną przez pilota otwieraniem lub przymykaniem przepustnicy silnika.

Niektóre rozwiązania konstrukcyjne śmigieł przestawialnych umożliwiają ustawienie przez pilota ramion śmigła aż w położeniu „chorągiewki", to znaczy na tak duży kąt nastawienia, że śmigło — w przypadku uszkodzenia silnika — nie pracuje jak wiatrak, przez co zmniejsza do minimum opór nie obracającego się śmigła, ułatwiając kontynuowanie lotu na pozostałych sprawnych silnikach, a uszkodzony silnik nie ulega ewentualnemu dalszemu „mechanicznemu" niszczeniu. Śmigła takie są jednak bardziej złożone konstrukcyjnie, bo kąt przestawienia ramion wynosi około 80° i potrzebne są dwa niezależne układy hydrauliczne: jeden automatyczny opisany powyżej, drugi do zamierzonego przestawiania przez pilota ramion w „chorągiewkę".

Śmigło przestawialne może być wykorzystywane do wytwarzania ujemnego ciągu, zwanego rewersem ciągu, jeżeli jego ramiona mogą być przestawiane na ujemne kąty ustawienia ($\beta \approx -20°$), wykorzystywane to jest do skrócenia dobiegu samolotu w celu skrócenia drogi lądowania.

Nagła awaria silnika, prowadząca w wyniku do wiatrakowania śmigła, zwłaszcza jeśli jest to zespół napędowy dużej mocy, powoduje nie tylko spadek mocy rozporządzalnej, ale i gwałtowny wzrost oporu, a na samolotach wielosilnikowych znaczną asymetrię ciągu. W celu zmniejszenia tych niekorzystnych zjawisk wprowadza się automatyczne chorągiewko-

wanie śmigła niepracującego (uszkodzonego) silnika. Automat rozpoczyna działanie, gdy ciąg zespołu napędowego osiągnie ujemną lub dodatnią, lecz małą wartość. Aby zabezpieczyć się przed niepożądanym automatycznym zachorągiewkowaniem silnika, stosuje się mechaniczny opór uniemożliwiający nadmierne „zdławienie" silnika przez załogę samolotu podczas lotu.

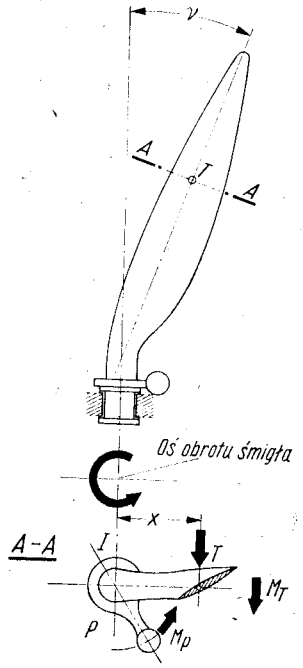
**Śmigło przestawiane aerodynamicznie**

Jak już wspomnieliśmy, śmigła aerodynamiczne stosowane są niekiedy w ZSS małej mocy. Ich główną — i właściwie jedyną — zaletą jest ich prostota.

Na rysunku 11.13 przedstawiono schemat działania takiego śmigła. Podobnie jak w opisanym śmigle hydraulicznym, ramię z przeciwciężarem osadzone jest obrotowo w piaście, z tym że oś ramienia śmigła odchylona jest — w płaszczyźnie obrotu — o niewielki kąt ν (ok. 6°) do tylu od osi *I — I*, dokoła której następuje przestawienie ramienia.

Przeciwciężar *P*, podobnie jak w śmigle hydraulicznym, dąży w czasie pracy ZSS do zwiększenia skoku śmigła. Tendencji tej przeciwstawia się siła aerodynamiczna działająca na śmigło, a przede wszystkim jedna z jej składowych, a mianowicie ciąg *T*, działający na ramieniu *x* względem osi *I — I*. Jak widać na rysunku 11.13, ciąg *T* dąży do zmniejszenia kąta ustawienia ramienia, a więc do zmniejszenia skoku śmigła.

W wyniku ramię śmigła przyjmuje kąt ustawienia, przy którym występuje




*11.13. Zasada działania śmigła przestawianego aerodynamicznie*

równowaga — względem osi $I$ — $I$ momentu siły odśrodkowej przeciwciężaru $P$ z momentem siły ciągu $T$.

Przy danym kącie ustawienia ramienia śmigła moment przeciwciężaru zależy jedynie od prędkości obrotowej śmigła, natomiast ciąg, a więc i jego moment, zależy zarówno od prędkości obrotowej śmigła, jak i od prędkości lotu, bo obie te wielkości określają posuw śmigła, który jest miarą kąta natarcia przekrojów ramion śmigła.

Im prędkość lotu przy danej prędkości obrotowej śmigła jest większa, tym większy jest posuw śmigła, a więc mniejsze kąty natarcia ramion śmigła i mniejszy jego ciąg. Zmniejszający się, w miarę wzrastania prędkości lotu, ciąg, a więc i jego moment, nie jest w stanie przeciwstawić się momentowi przeciwciężaru i automatycznie następuje zwiększenie skoku śmigła.

Odwrotnie, przy zmniejszeniu prędkości lotu — przy stałej prędkości obrotowej silnika — ciąg śmigła zwiększa się, a jego moment zmniejsza automatycznie skok śmigła aerodynamicznego.

**Posługiwanie się śmigłem przestawialnym**

Jeżeli samolot jest wyposażony w silnik tłokowy i śmigło przestawialne, to o mocy rozwijanej przez ten zespół wnioskujemy na podstawie dwu parametrów:

— ciśnienia ładowania*,

— prędkości obrotowej silnika (lub śmigła).

Przy stałej prędkości obrotowej silnika moc jest proporcjonalna do ciśnienia ładowania, a więc zwiększając ją zwiększamy moc i odwrotnie, zmniejszając ciśnienie ładowania zmniejszamy moc.

Zmiana prędkości obrotowej silnika wpływa także na moc. Zwiększenie skoku śmigła, tj. zmniejszenie prędkości obrotowej i zwiększenie kąta natarcia łopat śmigła, zwiększa obciążenie silnika.** Elementem przenoszącym zmianę obciążenia jest wał korbowy silnika, na który działa odpowiedni moment skręcający.

W instrukcji użytkowania samolotu podano dla potrzeb pilota charakterystyczne moce, które należy stosować podczas lotów. Moce te są określone poprzez ciśnienie ładowania i prędkość obrotową silnika. Zwykle są to:

— moc startowa; największa moc rozwijana przez silnik stosowana podczas startu i zaniechanego lądowania (tzn. odejścia na drugie okrążenie). Czas stosowania tej mocy jest zwykle ograniczony np. do 5 min,

— moc nominalna; największa moc, którą można stosować bez ograniczania czasu lub przy łagodnym ograniczeniu, np. poprzez 1 godzinę; moc tę stosuje się zwykle podczas wznoszenia samolotu,

— moc (lub moce) przelotowa stosowana podczas przelotu bez jakich-

---

* Określenie „ciśnienie ładowania" jest słuszne w odniesieniu do silników sprężarkowych Dla silników bezsprężarkowych odpowiednim parametrem jest podciśnienie w kolektorze ssącym silnika.

** Zmniejszenie prędkości obrotowej poprzez sterowanie skokiem śmigła (zwiększanie skoku) nazywa się nawet gwarowo „zaciążaniem śmigła".

kolwiek ograniczeń w czasie; może to być kilka mocy odpowiadających np. 75%, 65%, 55% mocy startowej.
Po podjęciu decyzji wykonania startu, gdy silnik pracuje jeszcze na biegu jałowym, należy:
— przestawić dźwignię sterowania śmigłem w położenie „duże obroty" (mały skok),
— dźwignią sterowania silnikiem zwiększyć ciśnienie ładowania do odpowiadającego mocy startowej.
Po zakończeniu startu, a więc przechodząc do normalnego wznoszenia, należy moc silnika zmniejszyć do mocy nominalnej. Odpowiada jej mniejsze ciśnienie ładowania i mniejsza prędkość obrotowa silnika.
W tym celu:
— dźwignią sterowania silnikiem zmniejszamy ciśnienie ładowania, a następnie
— dźwignią sterowania śmigłem zmniejszamy prędkość obrotową (zwiększamy skok śmigła).
W ten sposób zmniejszamy moc z nominalnej do przelotowej. Uzasadnienie takiej kolejności postępowania jest następujące: gdy silnik pracuje na mocy startowej, jego wał korbowy jest obciążony dużym momentem skręcającym. Zmniejszenie prędkości obrotowej poprzez zwiększenie skoku śmigła jeszcze powiększałoby ten moment. Dlatego najpierw zmniejszamy ciśnienie ładowania, zmniejszając tym samym moment na wale, a następnie nieco go zwiększamy poprzez zmianę skoku — jednak nie osiągając momentu wyjściowego.
Zwiększając moc, postępujemy odwrotnie:
— dźwignią sterowania śmigłem zwiększamy prędkość obrotową silnika, tym samym nieco zmniejszając moment na wale, a następnie:
— dźwignią sterowania silnikiem zwiększamy ciśnienie ładowania do żądanej wielkości, tym samym zwiększając moment na wale jedynie do wartości wynikających z nowej — większej — mocy.
Podchodząc do lądowania na samolocie wyposażonym w silnik tłokowy i przestawialne śmigło, dźwignią sterowania silnikiem zdławiamy go całkowicie lub prawie całkowicie, a następnie dźwignią sterowania śmigłem przestawiamy w położenie „duże obroty" (mały skok). W ten sposób w razie decyzji o zaniechaniu lądowania (odejścia na drugie okrążenie) zwiększenie mocy będzie wymagało jedynie zwiększenia ciśnienia ładowania (gwarowo: dodania gazu), w wyniku czego silnik osiągnie moc startową, zapewniając samolotowi maksymalne wznoszenie.

## 11.5

## MOC ROZPORZĄDZALNA ZSS

Na wstępie rozważań o śmigle wspomnieliśmy, że jest ono osadzone na wale silnika, który w czasie pracy ZSS pokonuje moment oporowy śmigła. W lotnictwie sportowym powszechnie jest stosowany silnik tłokowy, spalający mieszaninę rozpylonej benzyny oraz powietrza.
Moc silnika tłokowego jest tym większa, im większą (masowo) ilość

wspomnianej wyżej mieszaniny, zwanej popularnie „mieszanką", spala on w jednostce czasu. Ilość spalonej mieszanki, a więc moc silnika, jest tym większa, im:

— większa jest prędkość obrotowa silnika, ponieważ w jednostce czasu wykonuje on większą liczbę cykli termodynamicznych, a więc zarówno zasysa, jak i spala większą ilość mieszanki,

— mieszanka ma większą gęstość, bo silnik zasysając określoną przez pojemność cylindrów objętość mieszanki, zasysa i spala tym więcej (masowo) mieszanki, im ma ona większą gęstość.

W silniku nie wyposażonym w sprężarkę gęstość mieszanki zależy od gęstości zasysanego przez silnik powietrza. Gęstość zaś powietrza zależy od jego temperatury i ciśnienia. Im ciśnienie powietrza jest wyższe, a temperatura jest niższa, tym gęstość powietrza jest większa.

Gęstość powietrza $\varrho$ można obliczyć z zależności:

$$\varrho = 0{,}125 \frac{b}{1013} \cdot \frac{288}{273+t} \tag{11.4}$$

gdzie:

$b$ — ciśnienie atmosferyczne w hPa,

$t$ — temperatura powietrza w °C.

W atmosferze ziemskiej z rosnącą wysokością ciśnienie powietrza gwałtownie spada. Obniża się wprawdzie jednocześnie jego temperatura, ale jej spadek nie rekompensuje spadku ciśnienia, w wyniku czego gęstość powietrza zmniejsza się szybko w miarę oddalania się od ziemi.

Z rosnącą więc wysokością lotu zmniejsza się gęstość mieszanki zasysanej przez silnik, a wraz z nią zmniejsza się moc silnika.

Spadek mocy silnika tłokowego z rosnącą wysokością lotu jest nieco szybszy od spadku gęstości powietrza i wynosi około:

— 10% na wysokości 800 m,

— 20% na wysokości 1800 m,

— 33% na wysokości 3000 m,

— 50% na wysokości 5500 m.

Jak widać z powyższych danych, już na stosunkowo małych wysokościach spadek mocy silnika tłokowego jest tak silny, że nie pozostaje bez wpływu na osiągi samolotu.

Aby przeciwdziałać temu niekorzystnemu zjawisku, w niektórych silnikach są stosowane sprężarki, które sprężając mieszankę przed podaniem jej do cylindrów silnika rekompensują, do pewnej oczywiście wysokości, destruktywny wpływ spadku ciśnienia atmosferycznego.

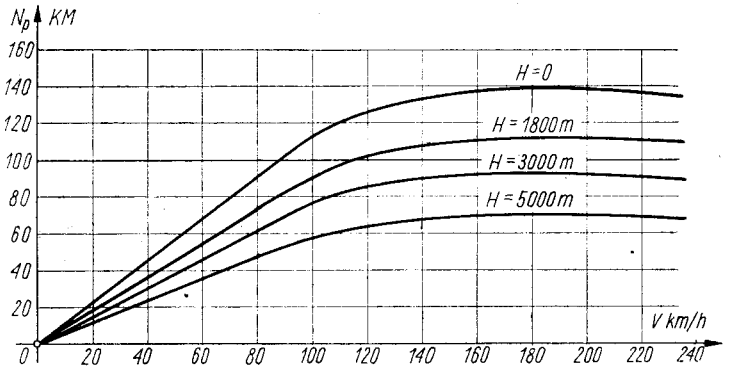
Gęstość powietrza zmienia się nie tylko ze zmianą wysokości lotu. Ponieważ jest ona funkcją ciśnienia i temperatury powietrza, zmienia się także na wysokości ziemi wraz ze zmianą warunków atmosferycznych. Łatwo można obliczyć za pomocą zależności (11.4), że gęstość powietrza przy ziemi w upalny letni dzień niżowy (gdy np. $b \approx 960$ hPa, $t \approx 38$°C) zmniejsza się o około 12% w stosunku do warunków normalnych ($b = 1013$ hPa, $t \approx 15$°C), a silnik „traci" około 13% swej mocy, co jest wyraźnie odczuwalne np. w czasie startu. I odwrotnie — w zimie, w wyżowe dni silnik daje większy ciąg, bo np. przy $t = -25$°C i $b = 1013$ hPa

gęstość powietrza zwiększa się, a wraz z nią zwiększa się moc silnika o około 16%.

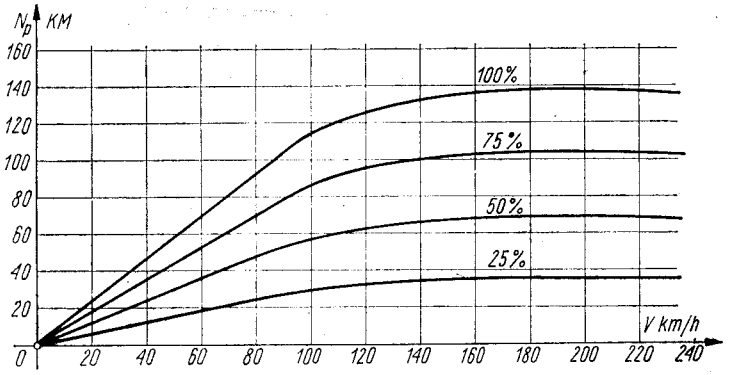
Nie bez wpływu na moc silnika jest również wilgotność powietrza. Para wodna zawarta w powietrzu dostaje się wraz z mieszanką do cylindrów, zajmując tam „nieproduktywnie" miejsce przeznaczone dla mieszanki, przez co zmniejsza się ilość „czystej" zassanej mieszanki, a więc z tym zmniejsza się moc silnika.

Omówionego spadku mocy silnika tłokowego ze wzrostem wilgotności powietrza nie należy mylić ze stosowanym niekiedy sposobem podnoszenia mocy przez zastosowanie wtrysku wody. W tym przypadku woda dostaje się do komory sprężania w postaci drobno rozpylonych kropelek, których odparowanie zwiększa ciśnienie nad tłokiem, zwiększając moc silnika i jednocześnie wpływa na obniżenie temperatury silnika.

Do tej pory mówiliśmy o mocy silnika która niestety nie jest mocą zespołu śmigło-silnik, ze względu na to, że współczynnik sprawności śmigła $\eta$ jest zawsze mniejszy od jedności.




*11.14. Wpływ wysokości lotu na moc rozporządzalną ZSS*




*11.15. Wpływ stopnia otwarcia przepustnicy na moc rozporządzalną ZSS*

Oznaczając przez: $N_e$ — moc efektywną silnika, $\eta$ — współczynnik sprawności śmigła, $N_r$ = rozporządzalną moc ZSS, możemy napisać, że:

$$N_r = N \cdot \eta \tag{11.5}$$

Jak widzimy z zależności (11.5) oraz z rysunku 11.14, rozporządzalna moc ZSS, będąca iloczynem mocy efektywnej silnika oraz współczynnika sprawności śmigła, zmienia się:
— z wysokością lotu, jak moc silnika,
— z prędkością lotu, jak współczynnik sprawności śmigła (rys. 11.9).
Pilot przymykając przepustnicę gaźnika dławi przepływ mieszanki do cylindrów; w wyniku zmniejszenia się ilości mieszanki przedostającej się do cylindrów proporcjonalnie zmniejsza się moc silnika na danej wysokości. Zmniejsza się, oczywiście, jednocześnie i moc rozporządzalna ZSS (rys. 11.15).
Moc rozporządzalna ZSS w warunkach normalnej eksploatacji samolotu zależy, oczywiście, jednocześnie od dwóch czynników:
— wysokości lotu,
— stopnia otwarcia przepustnicy silnika.

## 11.6

## ODDZIAŁYWANIE ZSS NA SAMOLOT

Omawiając w rozdziałach od 6 do 10 siły i momenty działające na samolot w locie, przyjmowaliśmy, że w locie ustalonym siły działają na samolot „symetrycznie", ze względu na jego geometryczną symetrię względem płaszczyzny $X - Z$.
Działanie zespołu śmigło-silnik zakłóca niestety tę symetrię.

### Moment reakcyjny ZSS

Silnik obracając śmigło pokonuje jego moment oporowy. Na zasadzie reakcji śmigło oddziałuje na silnik takim samym co do wielkości, ale przeciwnie skierowanym momentem reakcyjnym, który usiłuje obrócić silnik, a wraz z nim i samolot, w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu śmigła, zaburzając w locie symetrię samolotu względem osi $X$ (rys. 4.1).
Gdyby konstruktor nie przewidział tego zjawiska, pilot byłby zmuszony do stałego utrzymywania wychylenia lotek, przykładając do sterownicy odpowiednią do tego wychylenia siłę.
Stosuje się jeden z następujących sposobów równoważenia — co najmniej częściowego — wspomnianego momentu reakcyjnego ZSS:
— przesunięcie silnika w bok tak, aby jego środek ciężkości nie leżał w płaszczyźnie symetrii samolotu, ale aby jego ciężar tworzył względem osi $X$ moment ciężarowy równoważący moment reakcyjny ZSS,
— zastosowanie na lotce stałej klapki wyważającej, eliminującej wysiłek pilota,
— nadanie jednemu ze skrzydeł większego kąta natarcia niż skrzydłu drugiemu, przez co różnica siły nośnej skrzydeł może równoważyć moment reakcyjny ZSS.

Niestety, żaden z podanych sposobów nie równoważy momentu reakcyjnego ZSS w pełnym zakresie eksploatacji samolotu; pierwszy ze sposobów dlatego, że momenty ciężarowe są momentami o stałej wartości, a moment reakcyjny zależy od dostarczanej przez silnik w danej chwili mocy oraz od jego prędkości obrotowej, dwa pozostałe sposoby dlatego, że różnica siły nośnej obu skrzydeł, mająca zrównoważyć moment reakcyjny ZSS zależy jedynie od prędkości lotu, natomiast moment reakcyjny zależy od podanych wyżej parametrów pracy ZSS.

Konstruktor równoważy więc jednym z wyżej podanych sposobów moment reakcyjny ZSS w określonym zakresie eksploatacji samolotu, godząc się z tym, że poza tym zakresem samolot nie będzie w pełni poprzecznie „symetryczny". Tę niesymetrię pilot najczęściej spostrzega w locie ślizgowym z niepracującym silnikiem oraz w zakresie dużych kątów natarcia skrzydła, kompensując ją odpowiednim wychyleniem lotek.

Pełne wyważenie poprzeczne — sprowadzenie sił na sterownicy, związanych z użyciem lotek, do zera — umożliwia sterowana klapka wyważająca, tzw. trymer lotek. Urządzenie to jest jednak bardzo rzadko stosowane na samolotach lekkich. Zwykle samolot lekki wyważa się przez kolejne dobieranie wychylenia stałej (podginanej) klapki wyważającej na najczęściej stosowaną prędkość przelotową.

**Moment giroskopowy ZSS**

Wirujące dokoła swej osi elementy zespołu śmigło-silnik są swego rodzaju giroskopem.

Jak ogólnie wiadomo, giroskop usiłuje zachować w przestrzeni płaszczyznę swego obrotu. Wszelkim próbom wyprowadzenia go z tej płaszczyzny przeciwstawia się, a zmuszony do jej zmiany reaguje tzw. momentem giroskopowym.

Zjawisko to w przypadku samolotu objawia się następująco:

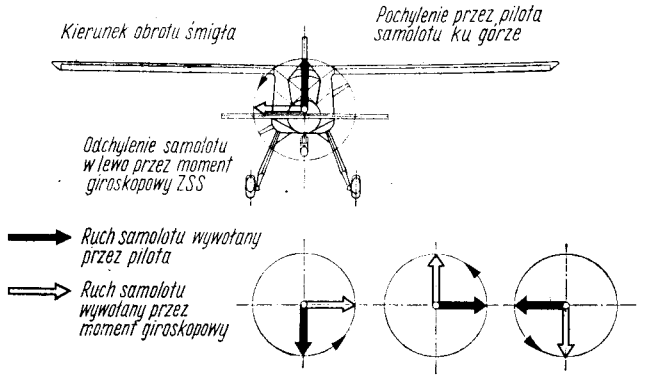
— przechylenie przez pilota samolotu dokoła osi $X$ (rys. 4.1), która jest osią obracania się śmigła, nie wyprowadza wirujących elementów ZSS z ich płaszczyzny obrotu, w związku z czym moment giroskopowy nie pojawia się,

— pochylenie przez pilota samolotu dokoła osi $Y$ (rys. 4.1) wyprowadza wirujące elementy ZSS z ich dotychczasowej płaszczyzny obrotu, w związku z czym pojawia się moment giroskopowy, odchylający samolot od kierunku lotu,

— odchylanie przez pilota samolotu dokoła osi $Z$ (rys. 4.1) wyprowadza wirujące elementy ZSS z ich dotychczasowej płaszczyzny obrotu i pojawia się moment giroskopowy pochylający samolot dokoła osi $Y$.

Tym niezamierzonym przez pilota wtórnym ruchom samolotu pod wpływem giroskopowego momentu ZSS pilot musi przeciwdziałać odpowiednim wychyleniem steru kierunku lub steru wysokości. Momenty oczywiście zanikają, gdy ustaje prędkość kątowa przechylania, pochylania lub odchylania.

Nie sięgając głęboko do teorii giroskopu, kierunek ruchu samolotu wykonywanego pod wpływem momentu giroskopowego ZSS można określić za pomocą prostej reguły, którą wyjaśniono na rysunku 11.16, a miano-

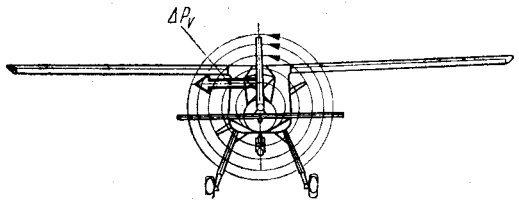



*11.16. Oddziaływanie momentu giroskopowego ZSS na samolot*

wicie: „kierunek ruchu samolotu wywołany przez moment giroskopowy ZSS jest zawsze odchylony pod kątem 90° — zgodnie z kierunkiem obrotu śmigła — w stosunku do kierunku ruchu samolotu, wywołanego przez pilota wychyleniem steru".

**Oddziaływanie ZSS na usterzenie kierunku**

Śmigło nie tylko odrzuca powietrze do tyłu, ale nadaje mu także ruch obrotowy (jak na rys. 11.17) tak że w strumieniu zaśmigłowym cząstki powietrza poruszają się po torze spiralnym, współśrodkowym z osią śmigła. Natrafiając na swej drodze na usterzenie kierunku, nie opływają go więc równolegle do płaszczyzny jego cięciw, lecz pod pewnym kątem




*11.17. Oddziaływanie momentu zaśmigłowego na usterzenie kierunku*

natarcia, przez co powstaje na usterzeniu kierunku siła $\Delta P_v$ (rys. 12.15) odchylająca samolot od kierunku lotu w stronę przeciwną do kierunku obrotu śmigła.

Tendencji tej pilot mógłby przeciwdziałać odpowiednim wychyleniem steru kierunku, ale wymagałoby to stałego podtrzymywania nogą pedału. Aby tego uniknąć, konstruktor kompensuje oddziaływanie ZSS na usterzenie kierunku jednym z niżej podanych sposobów:

— stosuje na sterze kierunku stałą klapkę wyważającą,

— wychyla odpowiednio płaszczyznę usterzenia kierunku z płaszczyzny symetrii samolotu,

— stosuje na usterzeniu kierunku profil niesymetryczny.

Oczywiście, pełna kompensacja momentu kierunkowego od ZSS występuje jedynie w wybranym przez konstruktora zakresie eksploatacji samolotu. Poza tym zakresem (np. w locie ślizgowym) występuje z kolei niesymetria samolotu, którą pilot zmuszony jest korygować odpowiednim wychyleniem steru,

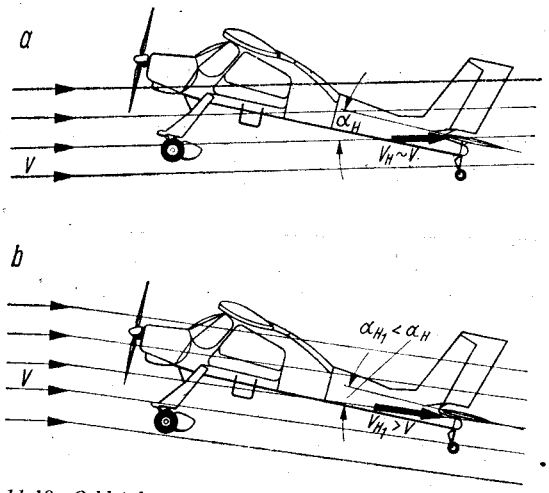
Pełne wyważenie kierunkowe — sprowadzenie sił na pedałach steru kierunku do zera — umożliwia sterowana klapka wyważająca, tzw. trymer steru kierunku. Urządzenie to jest jednak rzadko stosowane na samolotach lekkich.

**Oddziaływanie ZSS na usterzenie wysokości**

Pracujące śmigło powoduje przemieszczanie pewnej masy powietrza ku tyłowi z prędkością większą od prędkości lotu, jednocześnie nadając strumieniowi zaśmigłowemu kierunek zbliżony do osi swego obrotu. W wyniku działania tych dwu czynników, pracujący ZSS zmienia w okolicy usterzenia wysokości zarówno prędkość, jak i kierunek opływu tego usterzenia przez powietrze w porównaniu do prędkości i kierunku opływu nie zakłóconego przez ZSS.

Na rysunku 11.18*a* pokazano, oczywiście w uproszczeniu, opływ usterzenia wysokości przy wyłączonym ZSS. Jak widzimy na rysunku, prędkość opływu usterzenia $v_H$ jest bardzo zbliżona do prędkości lotu $v$, a kierunek strug powietrza jest jedynie nieznacznie odchylony w dół — z powodu oddziaływania skrzydła — w stosunku do kierunku lotu. Przy dużym kącie natarcia skrzydła kąt natarcia usterzenia wysokości $\alpha_H$ jest w tym przypadku również duży.

Sytuacja ulega zmianie, gdy pilot przepustnicą zwiększa moc ZSS. Jak widać na rysunku 11.18*b*, powietrze przyspieszone przez śmigło opływa usterzenie z prędkością $v_{H1}$ znacznie większą od prędkości lotu $v$, a kie-

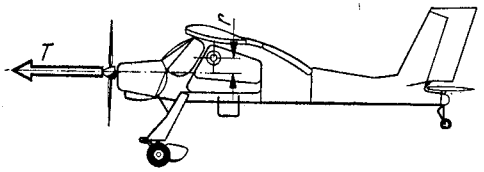



*11.18. Oddziaływanie strumienia zaśmigłowego na usterzenie wysokości*

**runek strug powietrza** w strumieniu zaśmigłowym zostaje odchylony w kierunku osi śmigła, przez co zmniejsza się kąt natarcia usterzenia $\alpha_{H1}$. Od obu wspomnianych wielkości, a mianowicie prędkości $v_{H1}$ oraz kąta natarcia $\alpha_{H1}$, zależy siła aerodynamiczna działająca na usterzenie wysokości, a od niej zależy stan równowagi podłużnej samolotu.
Jak więc widzimy, zmianie położenia przepustnicy silnika towarzyszy zawsze zaburzenie równowagi podłużnej samolotu, czemu musi przeciwdziałać pilot odpowiednim wychyleniem steru wysokości.

**Mimośrodowość ciągu śmigła**

W nielicznych jedynie samolotach ciąg śmigła $T$ przechodzi przez ich środek ciężkości, w związku z czym zmiana ciągu nie może w tych samolotach zaburzać ich równowagi podłużnej.
W większości samolotów ciąg przechodzi poniżej lub powyżej środka ciężkości samolotu — co popularnie nazywa się „decentracją" ciągu,




*11.19. Mimośrodowość ciągu śmigła (decentracja ciągu)*

a działając na ramieniu $r$ względem niego (rys. 11.19) tworzy moment pochylający samolot: $\Delta M = T \cdot r$.
Ponieważ moment ten zależy od wartości ciągu, każdej zmianie ciągu śmigła wywołanej ruchem przepustnicy towarzyszy zaburzenie równowagi podłużnej samolotu, wymagające reakcji pilota sterem wysokości.
W przypadku dolnej decentracji, to znaczy gdy ciąg przechodzi poniżej środka ciężkości samolotu, wspomniane wyżej zaburzenie podłużnej równowagi jest nawet korzystne. Gdy na przykład pilot zwiększył otwarcie przepustnicy, a więc zwiększył ciąg w celu przejścia z lotu poziomego do lotu wznoszącego, wówczas moment zaburzający zwiększa kąt natarcia samolotu. Podobnie przymknięcie przepustnicy zmniejsza kąt natarcia i samolot przechodzi np. w lot ślizgowy.

## 11.7

## AWARIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Awaria silnika, polegająca na przerwaniu pracy przez silnik, dla samolotów jednosilnikowych zawsze łączy się z koniecznością natychmiastowego przymusowego lądowania. Z punktu widzenia mechaniki lotu sprawa sprowadza się do rozwijania przez samolot odpowiedniej prędkości lotu, takiej, aby w razie awarii silnika możliwe było przejście do lotu ślizgowego bez groźby przeciągnięcia samolotu (nadmiernej utraty prędkości).
Inaczej przedstawia się sprawa dla samolotów wielosilnikowych. Wymiarującym przypadkiem jest zawsze awaria „silnika krytycznego", tj. tego,

który zaprzestając pracy wywoła tym najgorsze skutki. Dla tego samego typu samolotu, zależnie od tego, czy rozpatrujemy zagadnienie osiągów, czy też własności lotnych, silnikiem krytycznym może okazać się nie ten sam silnik. Może się zdarzyć, że w samolocie dwusilnikowym tylko z jednego silnika odbierana jest część mocy na napęd niektórych agregatów płatowcowych, takich jak pompa hydrauliczna, sprężarka zasilająca instalację klimatyzacji kabiny i inne. W związku z tym udział mocy tego silnika w zapewnieniu samolotowi jego osiągów jest mniejszy niż drugiego silnika. Dlatego awaria tego silnika ma mniejsze skutki pod względem osiągów samolotu niż drugiego z silników. I właśnie ten drugi silnik jest silnikiem krytycznym.

Awaria krytycznego silnika samolotu wielosilnikowego nie może powodować konieczności przerwania startu (jeżeli osiągnięty już został krytyczny punkt startu) ani niemożności utrzymania lotu poziomego.

Kryteria osiągowe dotyczące lotu z nieczynnym krytycznym silnikiem zostaną podane w rozdziale 12.

Awaria silnika ma także istotny wpływ na własności lotne samolotu. W tym przypadku silnikiem krytycznym w samolocie czterosilnikowym jest jeden z zewnętrznych silników, a w samolocie trójsilnikowym — jeden z silników bocznych. W samolocie dwusilnikowym krytyczny może być silnik lewy lub prawy, np. zależnie od kierunku obrotu śmigieł.

Czynnikiem wpływającym na zmianę własności lotnych jest asymetria ciągu, tworząca moment wokół osi pionowej samolotu, a więc wywołująca tendencję do zmiany kierunku lotu. Tendencji tej można zapobiegać wychyleniem steru kierunku; wymagana jest przy tym nie tylko możliwość utrzymania zamierzonego kierunku lotu, ale i pewien nadmiar sterowności, niezbędny do zapewnienia wykonania koniecznych manewrów. Zamierzony kierunek lotu można utrzymać również przez przechylenie samolotu w stronę pracującego silnika. W wyniku stateczności bocznej przechylony samolot ma tendencję do zmiany kierunku lotu w stronę przechylenia, a tendencja ta zastępuje wychylenie steru kierunku.

Skuteczność sterów maleje ze zmniejszaniem się prędkości lotu, a więc w miarę zmniejszania się ciśnienia prędkości. Prędkość, przy której skuteczność pełnego wychylenia steru równoważy moment od asymetrii ciągu, nazywa się „minimalną prędkością lotu sterownego" — $V_{MC}$; wartość jej zależy od typu samolotu wielosilnikowego. Ma ona zasadnicze znaczenie z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu. Znaczenie to można porównać ze znaczeniem, jakie ma prędkość przeciągnięcia samolotu. Poniżej tej prędkości pilot nie jest w stanie opanować samolotu w razie awarii silnika. Osiągnięcie przez samolot jednosilnikowy podczas startu prędkości przewyższającej prędkość przeciągnięcia wystarcza, by dalszy lot mógł odbywać się bezpiecznie. Natomiast samolot wielosilnikowy podczas startu musi osiągnąć nie tylko prędkość dostatecznie przewyższającą prędkość przeciągnięcia, ale jednocześnie dostatecznie przewyższającą minimalną prędkość lotu sterownego. Prędkość tę nazwano „bezpieczną prędkością startu" i oznaczono jako $V_2$.

Zwykle przyjmuje się, że bezpieczna prędkość startu powinna być równa większej z dwu podanych prędkości:

$V_2 = 1{,}2\,V_{min}$

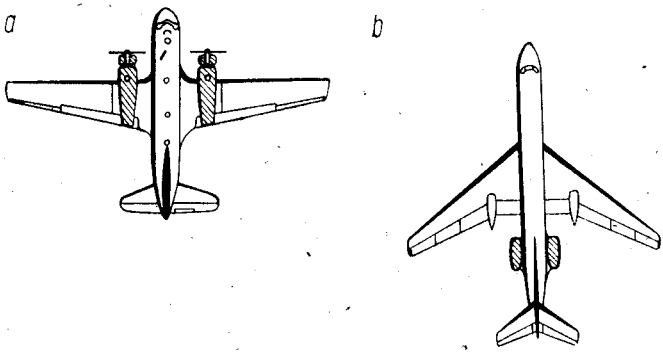
$V_2 = 1{,}15\,V_{MC}$

Analogiczne rozumowanie obowiązuje przy określaniu prędkości podchodzenia do lądowania. Ta prędkość powinna również dostatecznie przewyższać prędkość przeciągnięcia i jednocześnie minimalną prędkość lotu sterownego. Jednak nie jest to prędkość $V_2$, ponieważ dotyczy konfiguracji lądowania, a zarówno prędkość przeciągnięcia, jak i minimalna prędkość lotu sterownego są inne dla konfiguracji samolotu podczas startu niż podczas podchodzenia do lądowania, choćby tylko z powodu innego kąta wychylenia klap i innych parametrów pracy zespołów napędowych. Kryteria dotyczące własności lotnych samolotu przy asymetrycznym ciągu zostaną podane w rozdziale 13.

Zdając sobie sprawę z zagrożenia, jakim jest awaria zespołu napędowego, konstruktorzy przedsięwzięli różne sposoby zmniejszenia skutków takiej awarii.

Sposób zmniejszenia skutków awarii silnika zależy od liczby i układu silników.

Awaria silnika samolotu dwusilnikowego zmniejsza moc rozporządzalną o 1/2. Odpowiednio, na samolotach trój- i czterosilnikowych awaria jednego z silników zmniejsza moc rozporządzalną o 1/3 i 1/4.




*11.20. Wpływ rozmieszczenia silników na asymetrię ciągu w wyniku awarii silnika*

*a* — układ sprzyjający wytworzeniu się asymetrii ciągu w przypadku awarii silnika, *b* — układ zapewniający małą asymetrię ciągu w wyniku awarii silnika

Im mniejszy jest rozstaw silników, tym mniejsza asymetria ciągu w razie awarii jednego z nich. Na samolotach wyposażonych w napęd śmigłowy o rozstawie silników decyduje średnica śmigieł. Zastosowanie napędu turboodrzutowego umożliwia umieszczenie silników blisko osi podłużnej samolotu, tak jak to ma miejsce na przykład na samolotach Tu-104, „Caravelle", Tu-134, DC-9 lub Il-62.

Awaria jednego z silników samolotu śmigłowego powoduje asymetrię ciągu, ale ponadto powoduje także asymetrię oporu samolotu. Obracające się pod wpływem prędkości śmigło nieczynnego silnika daje dodatkowy

opór powiększający asymetrię. Dlatego konstruktorzy opracowali mechanizm ustawienia łopat śmigła nieczynnego silnika na zerowe kąty natarcia (czyli tzw. „chorągiewkowanie" lub ustawienie śmigła w „chorągiewkę"). Daje to w wyniku zmniejszenie oporów po stronie nieczynnego silnika do minimum.

W krytycznych sytuacjach nawet czas przestawiania śmigła „w chorągiewkę" może mieć decydujące znaczenie dla bezpieczeństwa lotu. Jeszcze gorsze następstwa może pociągnąć za sobą pomyłka ze strony załogi, polegająca na błędnej ocenie, który silnik uległ awarii i w związku z tym ustawienie „w chorągiewkę" śmigła pracującego silnika zamiast tego, który w rzeczywistości uległ awarii.

Aby tego uniknąć i aby skrócić czas przestawiania śmigła „w chorągiewkę", niektóre rozwiązania konstrukcyjne umożliwiają „chorągiewkowanie" automatyczne. Zwykle impuls zapoczątkowujący „chorągiewkowanie" pochodzi od sygnału spadku momentu obrotowego na wale silnika lub od ujemnego ciągu.

## 11.8 ZUŻYCIE PALIWA

Silnik samolotu podczas pracy przetwarza energię wytwarzaną przy spalaniu paliwa bądź na pracę mechaniczną napędu śmigła (silnik tłokowy), bądź na energię kinetyczną gazów wylotowych, powodującą ciąg wywołany odrzutem (silnik odrzutowy), bądź też i na pracę mechaniczną napędu śmigła, i na energię gazów (silnik turbinowo-śmigłowy).

Naturalną konsekwencją pracy silnika jest zużywanie paliwa. Znając czas lotu $t$ oraz ilość zużytego paliwa $Q_p$, możemy określić zużycie paliwa w jednostce czasu (np. w ciągu jednej godziny):

$$B = \frac{Q_p}{t} \left[\frac{\text{kg}}{h}\right] \tag{11.6}$$

Zużycie paliwa w ciągu 1 godziny $B$ może być podstawą do obliczeń czasu lotu i możliwej do pokonania odległości tylko przy założeniu, że lot odbywa się ze stałą mocą (ze stałym ciągiem) i w nie zmieniających się warunkach zewnętrznych (wysokość lotu i temperatura), a zatem ze znaną i stałą prędkością. Znacznie wygodniejszym parametrem jest jednostkowe zużycia paliwa, tj. zużycie przypadające na jednostkę mocy w jednostce czasu:

$$b = \frac{B}{N} \left[\frac{\text{kg}}{\text{kW} \cdot \text{h}}\right] \tag{11.7}$$

lub zużycie przypadające na jednostkę ciągu w jednostce czasu:

$$b = \frac{B}{T} \left[\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}}\right] \tag{11.8}$$

Znając jednostkowe zużycie paliwa, dysponowaną ilość paliwa oraz zależności mocy (lub ciągu) od prędkości i wysokości lotu można obliczyć

czas lotu i możliwą do przelecenia odległość dla dowolnej prędkości przelotowej i wysokości lotu, mieszczących się w granicach użytkowania samolotu.

## Rozdział 12

# OSIĄGI SAMOLOTU

### 12.1

### OGÓLNE WIADOMOŚCI O OSIĄGACH SAMOLOTU

Osiągami samolotu nazywamy techniczne możliwości samolotu, które możemy bezpośrednio wyrazić określoną wielkością fizyczną. Tak więc na przykład osiągi samolotu stanowią: długość startu, wznoszenie, pułap, maksymalna prędkość lotu poziomego, zasięg i długotrwałość lotu, długość lądowania.

Osiągi samolotu i ich znajomość mają istotne znaczenie dla bezpieczeństwa użytkowania, dlatego przepisy zdatności sprzętu lotniczego określają zarówno kryteria oceny i minimalne wymagania dotyczące osiągów samolotów, jak i zakres informacji koniecznych do umieszczenia w instrukcji użytkowania samolotu. Ma to zapewnić bezpieczne użytkowanie samolotu przy założeniu użycia samolotu zgodnie z jego przeznaczeniem i zgodnie z zasadami określonymi w instrukcji pilotażu dla określonej strefy klimatycznej.

Istnieje wiele czynników mających wpływ na osiągi samolotu. Wśród nich podstawowymi są:

— ciężar samolotu,

— wysokość lotu (lub np. położenia lotniska),

— temperatura (rozumiana zarówno jako temperatura mierzona, ale i jako odchylenie od rozkładu temperatury w standardowej atmosferze).

Innymi czynnikami są: składowa prędkości wiatru, nachylenie pasa startowego, współczynnik tarcia o nawierzchnię lotniska i wiele innych.

Istotną rolę odgrywa czynnik niemożliwy do ujęcia liczbowego: technika pilotażu. Aby zapewnić powtarzalność manewrów wykonywanych samolotem oraz słuszność danych liczbowych dotyczących osiągów, stosuje się ścisłe definicje pojęć, dokładne określenia istotnych parametrów lotu i opis wykonywania poszczególnych manewrów.

Rozpatrując osiągi samolotu należy stale mieć na uwadze, że aby lot był bezpieczny, trzeba charakterystyki samolotu zestawiać z charakterystykami lotniska i panujących na nim warunków, otoczenia lotniska (przeszkody) i trasy lotu. Możliwości manewru polegają zarówno na doborze podanych wyżej warunków do możliwości samolotu, jak i na dostosowaniu samolotu (np. jego ciężaru i konfiguracji) do przyjętych warunków zewnętrznych.

Przed omawianiem poszczególnych charakterystyk samolotu niezbędne jest wyjaśnienie trzech podstawowych pojęć. Są nimi: odległość, wysokość i prędkość.

Odległość jest to wymiar liniowy pomiędzy dwoma punktami, np. początkiem i końcem odcinka. Pojęcie odległości jest zwykle poprawnie rozumiane i w związku z tym nie wymaga omówienia.

Wysokość jest to pionowa odległość pomiędzy dwoma punktami lub poziomami. Dla omówienia osiągów wystarczą tylko dwa pojęcia wysokości: wysokość bezwzględna i wysokość względna. Wysokość bezwzględna jest to pionowa odległość np. samolotu od poziomu przyjętego za zerowy (np. średniego poziomu morza). Wysokością względną jest różnica wysokości bezwzględnej np. samolotu i wysokości bezwzględnej poziomu odniesienia, a więc np. pionowa odległość pomiędzy samolotem i powierzchnią lotniska lub wierzchołkiem przeszkody.

Prędkość jest to stosunek przebytej odległości do czasu, w którym to nastąpiło. Pomiar prędkości na podstawie tych właśnie parametrów jest trudny i nie daje wyniku, który by nas zadowalał, z wyjątkiem zagadnień nawigacji w odniesieniu do punktów na powierzchni kuli ziemskiej.

Ponieważ samolot porusza się w powietrzu, interesuje nas prędkość właśnie względem powietrza i to nieruchomego (pogoda bezwietrzna). Podstawowym sposobem pomiaru prędkości w lotnictwie jest pomiar ciśnienia, które wywiera ośrodek o pewnej gęstości na powierzchnię poruszającego się w nim ciała. Ciśnienie to $q$ jest proporcjonalne do gęstości ośrodka i kwadratu prędkości i wynosi:

$$q = \frac{1}{2} \varrho \cdot v^2 \left[\frac{N}{m^2}\right] \tag{12.1}$$

Ciśnienie to, odkształcając membranę prędkościomierza, umożliwia pomiar prędkości, która je wywołuje.

Z fizyki wiemy, że gęstość powietrza zmienia się z wysokością (i temperaturą), zatem i ciśnienie prędkości ulega zmianie i będzie różne przy tej samej prędkości na różnych wysokościach, a więc przy różnych gęstościach powietrza. Inaczej — przy tym samym ciśnieniu prędkości w locie na różnych wysokościach prędkość będzie różna.

Ponieważ we wzorze na ciśnienie prędkości (12.1) prędkość występuje w kwadracie, a zmienna jest jedynie gęstość ($\varrho$), zatem zależność pomiędzy tymi prędkościami ma następującą postać:

$$V_{rz} = V_p \sqrt{\frac{\varrho_o}{\varrho_H}} \tag{12.2}$$

gdzie:

$V_{rz}$ — prędkość rzeczywista,

$V_p$ — prędkość przyrządowa,

$\varrho_o$ — gęstość powietrza na wysokości 0 m,

$\varrho_H$ — gęstość powietrza na wysokości lotu.

W celu lepszego zrozumienia sensu tych dwóch prędkości, można w uproszczeniu przyjąć, że prędkość rzeczywista jest „prędkością ruchu" — od niej zależą zagadnienia przemieszczania się, a więc zmiany pozycji samolotu

i jego bezwładności związanej z tym ruchem, a prędkość przyrządowa jest miernikiem występowania sił aerodynamicznych, a więc i oporu powietrza — od niej zależą zagadnienia własności lotnych* i zagadnienia związane z pilotowaniem samolotu.

Przedstawiony pogląd na zagadnienie prędkości jest poglądem uproszczonym, ale wystarczającym do zrozumienia materiału zawartego w rozdziałach 12 i 13. Dalsze różnicowanie prędkości polega na uwzględnieniu poprawek działania instalacji prędkościomierza; po uwzględnieniu poprawek wyodrębnia się:

— prędkość przyrządową poprawioną ($V_{EAS}$)**,
— prędkość przyrządową ($V_{IAS}$)***,
— prędkość odczytaną ($V_{ASIR}$)****.

W grupie prędkości rzeczywistych, po uwzględnieniu wiatru, rozróżnia się:

— prędkość rzeczywistą (w pogodzie bezwietrznej),
— prędkość podróżną (z uwzględnieniem wpływu wiatru).

Prędkości lotu odnoszą się zwykle do stanów lotu lub typowych manewrów i wtedy są im przydzielane odpowiednie indeksy.

## 12.2 START

W rozdziale 10 w sposób uproszczony omówiono przebieg startu, tak aby uczynić zrozumiałą z punktu widzenia mechaniki tę część lotu samolotu. Osiągi samolotu podczas startu polegają na spełnieniu wymagań, aby konkretny samolot w określonych rzeczywistych warunkach mógł rozpocząć lot, startując w bezpieczny sposób ze znanego lotniska i osiągając wysokość umożliwiającą mu bezpieczny przelot nad ewentualnymi przeszkodami w pobliżu tego lotniska. Podczas startu pilot lub załoga posługuje się zmianami mocy i konfiguracji samolotu oraz korzysta ze znajdujących się w samolocie instalacji w sposób określony instrukcją użytkowania.

Dla pełniejszego obrazu rozpatrzmy przebieg startu na przykładzie samolotu dwusilnikowego.

Start będzie bezpieczny, jeśli w razie niespodziewanej awarii silnika krytycznego będzie można albo:

— przerwać start i wyhamować prędkość samolotu w granicach pasa startowego,
— kontynuować start przelatując nad umowną przeszkodą na skraju lotniska i osiągnąć warunki do normalnego wznoszenia w gładkiej konfiguracji samolotu.

Punktem krytycznym startu jest ten punkt, licząc od początku rozbiegu, do którego osiągnięcia podejmuje się decyzję przerwania startu lub po

---

* Z pominięciem zagadnień dotyczących dynamiki lotu, w których muszą być uwzględnione obydwie prędkości.

** $V_{EAS}$ — *equivalent air speed.*

*** $A_{IAS}$ — *indicated air speed.*

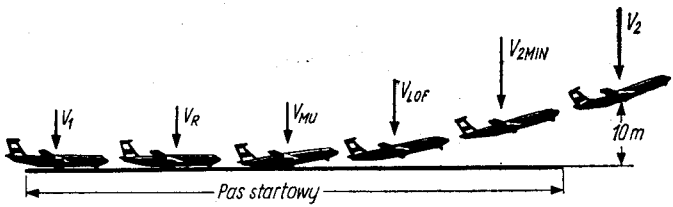
**** $V_{ASIR}$ — *air speed indicator reading.*

osiągnięciu którego kontynuuje się start. Aby ten punkt rozpoznać, zwykle określa się prędkość $V_1$ (IAS), która zostaje osiągnięta, gdy samolot przebywa drogę od początku rozbiegu do krytycznego punktu startu. Prędkość $V_1$ nazywa się prędkością decyzji (w razie awarii silnika).

Przebieg startu wymiarującego określenie odpowiednich osiągów samolotu przedstawia się następująco.

Samolot rozpoczyna rozbieg po uprzednim osiągnięciu na postoju mocy startowej obydwu silników z klapami w położeniu startowym. W chwili osiągnięcia prędkości decyzji $V_1$ krytyczny silnik zostaje wyłączony. Samolot kontynuuje rozbieg bez zmiany położenia do osiągnięcia $V_R$, tj. do prędkości, od której rozpoczyna się podnoszenie przedniego koła (jest to manewr zwiększania kąta natarcia w celu oddzielenia samolotu od ziemi). Takie postępowanie ułatwia utrzymanie kierunku podczas rozbiegu z niesymetrycznym ciągiem. Prędkość $V_R$ powinna być tak dobrana, aby samolot oddzielił się od ziemi przy $V_{LOF}$, która musi być co najmniej równa większej z podanych prędkości: 1,1 $V_{MU}$ z wszystkimi silnikami pracującymi lub 1,05 $V_{MU}$ z krytycznym silnikiem nieczynnym. Wskazane jest, aby $V_{LOF}$ była zbliżona do $V_{2min}$, tj. do minimalnej bezpiecznej prędkości startu. Prędkość ta powinna być co najmniej równa większej z podanych prędkości: 1,2 $V_{S1}$ (prędkości przeciągnięcia) lub 1,15$V_{MC}$ (minimalnej prędkości sterownej — ze względu na asymetrię ciągu). Wysokość umownej przeszkody, np.15 m, samolot powinien osiągnąć z prędkością $V_2$ — bezpieczną prędkością startu, która nie powinna być mniejsza niż $V_{2min}$ i dla której musi być spełniony warunek wznoszenia z niepracującym silnikiem krytycznym. Do tego czasu podwozie zostaje wciągnięte.

Teraz następuje odcinek wznoszenia przy prędkości $V_2$ do osiągnięcia wysokości 120 m. Następnie samolot rozpędza się do $V = 1{,}25\ V_{S1}$, a po osiągnięciu tej prędkości klapy zostają schowane, a moc zdławiona do maksymalnej mocy trwałej (nominalnej). Rozpoczyna się ostatni

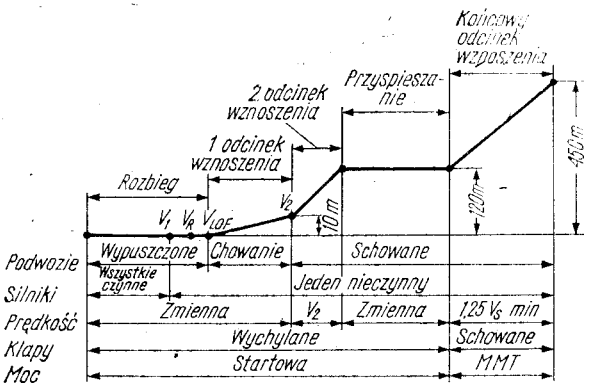



*12.1. Charakterystyczne p rędkości startu samolotu*

odcinek wznoszenia przy starcie w konfiguracji gładkiej z mocą nominalną i z prędkością 1,25 $V_{S1}$. Dalszy lot polega na normalnym wznoszeniu aż do osiągnięcia wysokości przelotowej.

Oznaczenia i definicje charakterystycznych prędkości dotyczących startu podane są na rysunku 12.1.

Przebieg startu z podaniem jego charakterystyki punktów i odcinków oraz zmienności parametrów podany jest na rysunku 12.2.




Wymagania dotyczące wznoszenia podczas startu

| | 1 odcinek wznoszenia | 2 odcinek wznoszenia | Przyspieszanie | Końcowy odcinek wznoszenia |
|---|---|---|---|---|
| 2 silniki: | dodatnie | 2,4% | dodatnie | 1,2% |
| Klapy: | start. | start. | start. | schow. |
| Podwozie: | wyp. | schow. | schow. | schow. |
| Silniki: | 1 niecz. | 1 niecz. | 1 niecz. | 1 niecz. |
| Moc: | start. | start. | start. | *MMT* |
| Prędkość: | $V_{LOF}$ $V_2$ | $V_2$ | $V_2$ $1{,}25V_S$ (min) | 1,25 $V_S$ (min) |

*MMT* — max. moc trwała
$V_1$ — prędkość w punkcie krytycznym startu
$V_2$ — prędkość bezpieczna startu
$V_S$ — prędkość przeciągnięcia
$V_R$ — prędkość zakrzywienia toru (podniesienie przedniego koła)
$V_{LOF}$ — prędkość w chwili oddzielenia od ziemi

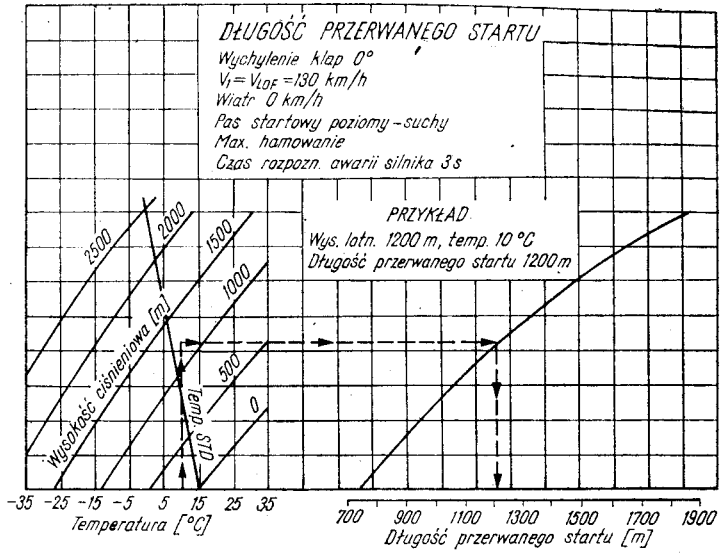
## *12.2. Parametry startu samolotu*

Start samolotu jednosilnikowego jest znacznie prostszy, bowiem nie zawiera alternatywy awarii silnika. Samolotom jednosilnikowym nie stawia się wymagań osiągowych pod względem awarii silnika, narzuca się jedynie prędkość bezpieczną startu $V = 1{,}3\ V_{S1}$, z którą należy osiągnąć wysokość przeszkód (15 m).

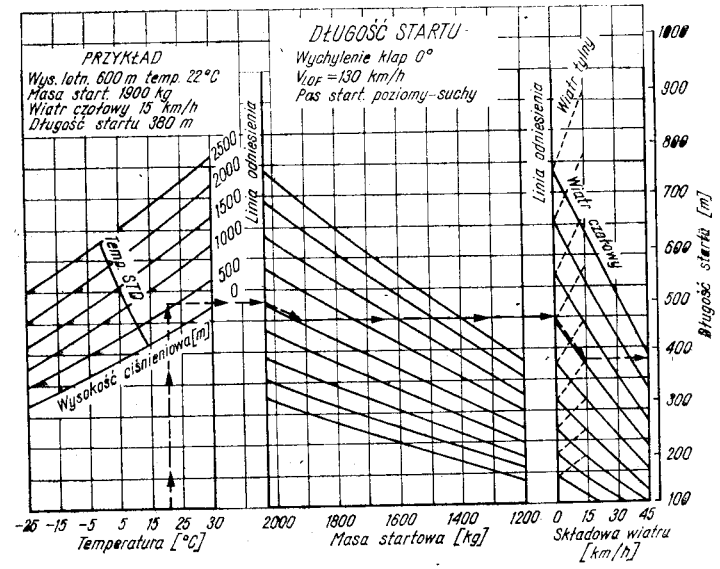
Znaczne uproszczenia stosuje się także w wymaganiach dla samolotów lekkich*. Minimalne wymagania dotyczące startu samolotów lekkich sprowadzają się do wyznaczenia i podania w instrukcji długości startu i techniki pilotażu podczas startu z określeniem prędkości bezpiecznej. Przepisy brytyjskie (BCAR) narzucają przy tym minimalny gradient wznoszenia** w końcowym punkcie startu. Gradient ten powinien wynosić

* W PRL i według przepisów brytyjskich BCAR są to samoloty o masie startowej do 5700 kg. Według przepisów amerykańskich (FAR) są to samoloty zawierające nie więcej niż 9 miejsc pasażerskich.

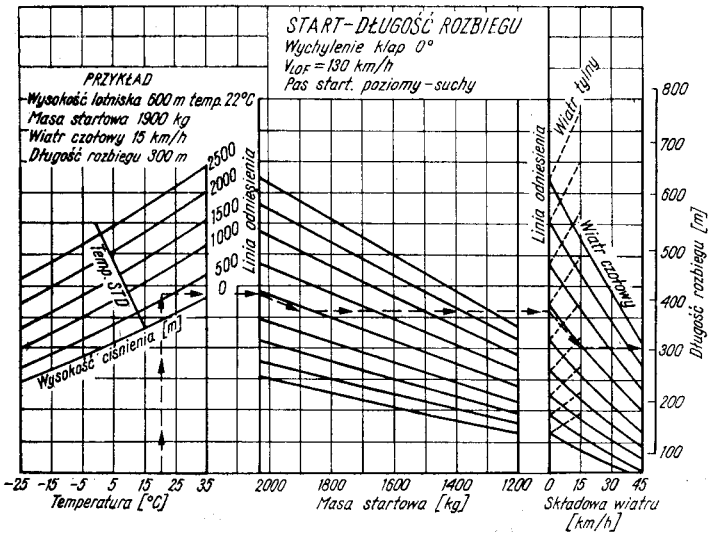
** Gradient wznoszenia jest to stosunek prędkości wznoszenia do prędkości lotu; nawiązuje on bezpośrednio do nachylenia toru lotu podczas wznoszenia.




*12.3. Nomogram do określania długości startu przerwanego*




*12.4. Nomogram do określania długości rozbiegu*




*12.5. Nomogram do określania długości startu*

2% dla startu z ciągiem symetrycznym i 0,8% z ciągiem niesymetrycznym, tj. w razie awarii krytycznego silnika.

W celu stwierdzenia marginesu bezpieczeństwa przepisy BCAR zakładają zawyżenie zmierzonej długości rozbiegu o 15%, a całkowitej długości startu o 25%. Te zawyżenia podawane są w instrukcji użytkowania samolotu.

Ponieważ charakterystyki wymagane przepisami zdatności zależą od masy startowej i warunków startu, zatem nie jest możliwe określenie ich samymi tylko liczbami. Charakterystyki te zwykle są podawane w postaci wykresów, które dla założonej masy startowej i warunków pozwalają określić poszukiwane osiągi lub też dla założonych warunków startu i dysponowanych wymiarów lotniska umożliwiają określenie maksymalnej masy startowej samolotu.

Rysunki 12.3, 12.4, i 12.5 przedstawiają nomogramy pozwalające określić osiągi podczas startu na przykładzie samolotu Piper „Seneca II".

## 12.3

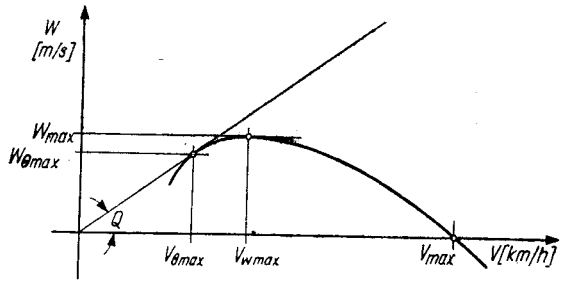
## WZNOSZENIE

Podstawowe wiadomości dotyczące wznoszenia samolotu zostały podane w rozdziałach: 6 oraz 8. Wykres zamieszczony na rysunku 8.5 zawiera właśnie określenie prędkości wznoszenia w funkcji wysokości, jednak nie charakteryzuje w pełni możliwości samolotu. Spróbujmy rozwinąć ten temat nieco szerzej.

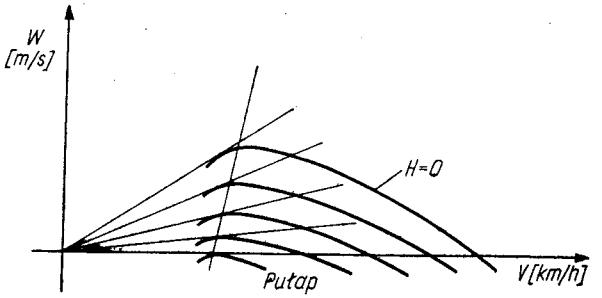
Wznoszenie samolotu określa się poprzez pomiar czasu potrzebnego na uzyskanie określonej wysokości, a więc prędkość wznoszenia równa się ilorazowi różnicy wysokości i czasu:

$$W = \frac{H_2 - H_1}{t} = \frac{\Delta H}{t} \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right] \tag{12.3}$$

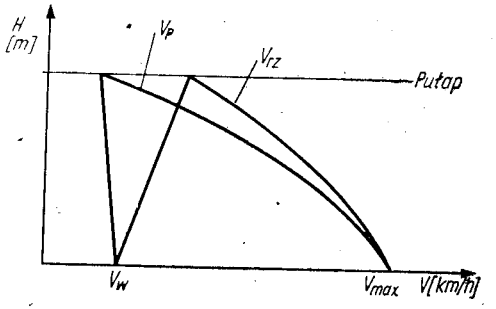
Wznoszenie określa się oddzielnie dla różnych prędkości lotu i dla stałej średniej wysokości lotu przy tej samej konfiguracji (np. gładkiej) i tej samej mocy (np. nominalnej lub startowej). W wyniku tak przeprowadzo-




*12.6. Krzywa biegunowa wznoszenia*



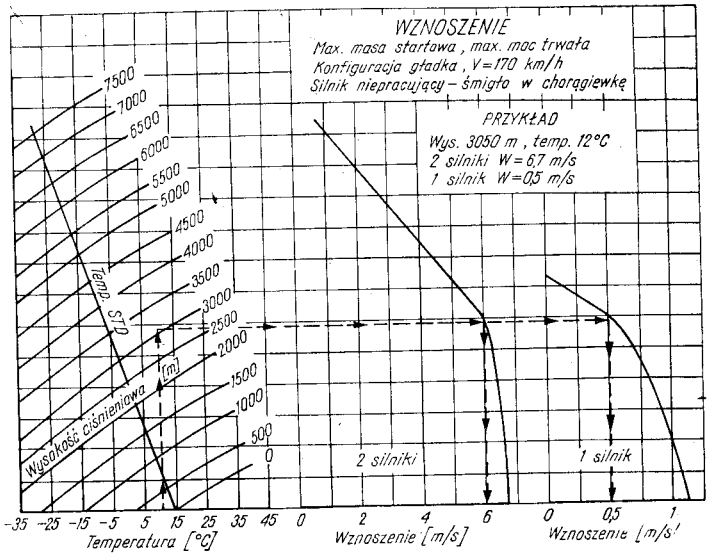

*12.7. Krzywe biegunowe wznoszenia dla różnych wysokości lotu*




*12.8. Wyznaczanie prędkości lotu po torze oraz prędkości maksymalnej w funkcji wysokości*

nych pomiarów otrzymujemy krzywą biegunową podczas wznoszenia — dla wybranej średniej wysokości lotu (rys. 12.6). Krzywą tę charakteryzują trzy punkty:
— punkt styczności z linią poziomą, wyznaczający maksymalną prędkość wznoszenia $W_{max}$ i odpowiadającą mu prędkość lotu,
— punkt styczności z prostą wyprowadzoną z początku układu wyznaczający warunki najbardziej stromego wznoszenia, tj. właściwą mu prędkość lotu i odpowiadającą mu prędkość wznoszenia,
— punkt przecięcia z osią odciętych, wyznaczający zerowe wznoszenie, a więc i maksymalną prędkość lotu poziomego.
Wyznaczając krzywe biegunowe wznoszenia dla różnych wysokości lotu, otrzymujemy pełne zestawienie przedstawione przykładowo na rysunku 12.7.
Punkty odpowiadające maksymalnym prędkościom wznoszenia i maksymalnym prędkościom lotu poziomego umożliwiają określanie prędkości lotu po torze i prędkości maksymalnej w funkcji wysokości (rys. 12.8).
Wymagania pod względem wznoszenia stawiane samolotom przez przepisy zdatności bywają rozmaicie wyrażane. Dwiema najczęściej spotykanymi postaciami są:
— bezwzględna wartość wznoszenia, wyrażona liczbowo np. w metrach na sekundę*,
— gradient wznoszenia, tj. stosunek prędkości wznoszenia do odpowiadającej jej prędkości lotu (w procentach) lub w nachyleniu toru lotu (np. 1 : 12).
Jakiekolwiek wymagania dotyczące wznoszenia mają na celu zapewnienie bezpiecznego manewrowania samolotem pod względem wysokości. Może to dotyczyć normalnego wznoszenia po starcie, wznoszenia w razie awarii jednego z silników (samolotu wielosilnikowego) lub też swobody manewrowania podczas wykonywania lotów w przestrzeniach kontrolowanych. Informacja o pułapie samolotu (w locie z wszystkimi silnikami pracującymi, a także w locie z silnikiem krytycznym nieczynnym) ma istotne znaczenie przy podejmowaniu decyzji o przelotach po zamierzonych trasach.
Przepisy zdatności, zwłaszcza dotyczące samolotów lekkich, stawiają dość łagodne wymagania w zakresie wznoszenia. Przepisy brytyjskie BCAR określają wznoszenie $W = 2$ m/s jako minimum dla wysokości odpowiadającej miejscu startu (lub 5% gradient wznoszenia**), a w razie awarii silnika (dla samolotów 2-silnikowych) żądają jedynie pozytywnego gradientu wznoszenia. Przepisy amerykańskie FAR określają dla lekkich samolotów jednosilnikowych wznoszenie $W = 1{,}55$ m/s jako minimalne, zaś dla samolotów dwusilnikowych w locie z krytycznym silnikiem nieczynnym wymagają pozytywnego wznoszenia na wysokości 1500 m powyżej miejsca startu.
Na rysunku 12.9 przedstawiono nomogram umożliwiający określenie osiągów podczas wznoszenia na przykładzie samolotu Piper „Seneca II".

* W krajach anglosaskich w stopach na minutę (ft/min).
** Obowiązuje większa z tych dwu wielkości.




*12.9. Nomogram do określania wznoszenia*

Warto zwrócić uwagę, jak dalece osiągi tego współczesnego lekkiego samolotu dwusilnikowego przewyższają naprawdę minimalne kryteria dotyczące wznoszenia.

## 12.4

## LĄDOWANIE

Przebieg lądowania, z punktu widzenia mechaniki lotu, omówiono w rozdziale 10. Podczas lądowania od samolotu wymaga się, aby mógł bezpiecznie podejść do lądowania, wylądować i zatrzymać się w granicach lotniska oraz — co jest nie mniej ważne — aby mógł bezpiecznie i pewnie zaniechać lądowania i przejść do lotu wznoszącego, w razie gdyby lądowanie nie mogło się odbyć.

Lądowanie, bardziej niż jakikolwiek inny manewr, zależy od techniki pilotażu. Dlatego dla zwymiarowania odpowiednich osiągów samolotu określa się ściśle przebieg lądowania. Samolot powinien wykonywać podchodzenie do lądowania w konfiguracji lądowania, tj. z wysuniętym podwoziem i wychylonymi klapami. Gradient zniżania przed osiągnięciem wysokości 15 m nie powinien przekraczać 5%, tj. nachylenie toru lotu powinno być nie większe niż 1 : 20. W chwili gdy samolot znajdzie się nad progiem pasa startowego na wysokości 15 m prędkość* powinna wynosić 1,3 $V_{SO}$**, a silniki powinny być zdławione.

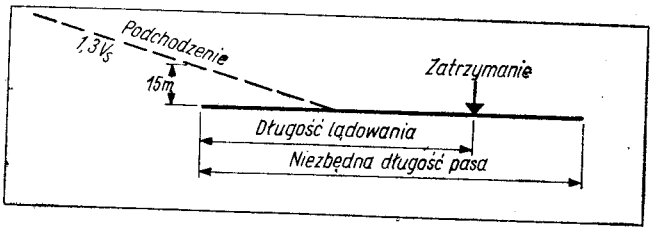
Długością lądowania jest odległość od punktu, ponad którym samolot przeleciał na wysokości 15 m do punktu, w którym zatrzymał się po za-

* Tzw. prędkość progowa $V_{AT}$ od ang. „*at the threshold*".

** $V_{SO}$ — prędkość przeciągnięcia w konfiguracji lądowania z silnikiem zdławionym.

kończeniu dobiegu. Przepisy brytyjskie BCAR przyjmują za miarodajną długość tego odcinka pomnożoną przez współczynnik 1,1, stanowiący margines dokładności pomiaru. Według amerykańskich przepisów FAR długość lądowania nie może przekraczać 60% odpowiedniego wymiaru lotniska, na którym to lądowanie ma nastąpić. Rysunek 12.10 przedstawia schemat obrazujący przebieg lądowania.

Wymaganiem niezależnym jest możliwość zaniechania lądowania i przejścia do wznoszenia w konfiguracji jak dla lądowania i z wszystkimi silnikami pracującymi z mocą startową. Przepisy brytyjskie BCAR (część




*12.10. Schemat przebiegu lądowania*

*K* — samoloty lekkie) wymagają uzyskania gradientu wznoszenia nie mniejszego niż 3,2% przy zachowaniu prędkości w granicach 1,3 $V_{so}$ ÷ ÷ 1,2 $V_{so}$, zaś przepisy amerykańskie (również dla samolotów lekkich) wymagają uzyskania wznoszenia co najmniej równego większej z następujących dwu wielkości*;

— $W \geqslant 1$ m/s,

— $W \geqslant 0{,}0156 \cdot V_{so}$ ($V_{so}$ w km/h).

Po podstawieniu przeciętnych prędkości przeciągnięcia lekkich samolotów dwusilnikowych, używanych w lotnictwie sportowym, z dostateczną praktyczną dokładnością można stwierdzić, że w razie zaniechanego lądowania ** wymagane jest wznoszenie z prędkością 1,5 m/s.

Przepisy nie stawiają samolotom lekkim wymagań dotyczących zaniechanego lądowania z niepracującym krytycznym silnikiem. Nie oznacza to, że zaniechanie lądowania w tych warunkach jest niemożliwe. Takie stanowisko wynikające z przepisów należy rozumieć następująco:

— należy podjąć decyzję o lądowaniu przed uzyskaniem konfiguracji lądowania (podwozie, klapy) lub

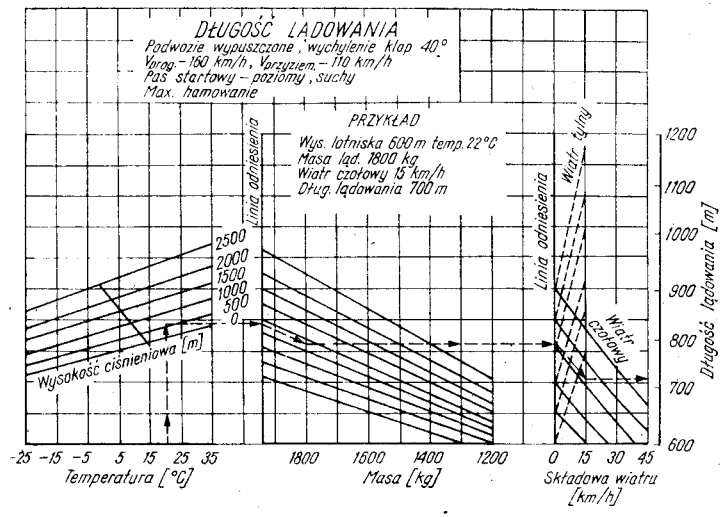
— decyzje o zaniechaniu lądowania należy podjąć dostatecznie wcześnie, aby powrót do konfiguracji gładkiej, połączony z utratą wysokości nie miał wpływu na bezpieczeństwo lotu.

Rysunek 12.11 przedstawia przykładowo nomogram pozwalający określić długość lądowania samolotu Piper „Seneca II".

---

* W oryginale: $W \geqslant 200$ ft/min
$W \geqslant 5{,}75 \cdot V_{so}$ [knt]

** W języku potocznym nazywa się to: odejściem na drugi krąg.




*12.11. Nomogram do określania długości lądowania*

## 12.5

## ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU

Zasięg i długotrwałość lotu są wzajemnie powiązanymi charakterystykami osiągów. Czynnikiem stanowiącym o tym powiązaniu jest prędkość lotu:

$$S = V \cdot t \tag{12.4}$$

gdzie:

$S$ — odległość przeleciana przez samolot,

$V$ — prędkość lotu,

$t$ — czas lotu.

Samolot może tę samą odległość przelecieć z mniejszą prędkością w dłuższym czasie lub z większą prędkością w krótszym czasie. Zużycie paliwa w obu podanych wyżej przypadkach nie będzie jednakowe. Przyczyną tego jest różna moc użyta do przelotu, a zatem różne godzinowe zużycie paliwa. Natomiast jednostkowe zużycie paliwa będzie w obu przypadkach w zasadzie* równe.

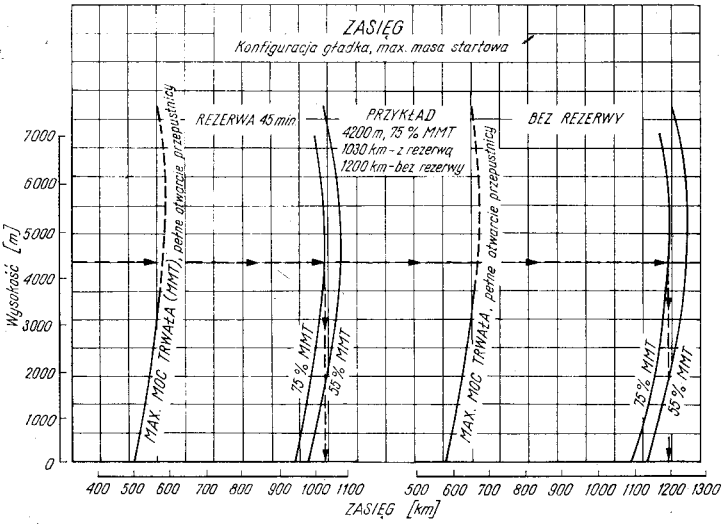
Na rysunku 7.1, przedstawiającym biegunową prędkości samolotu, znajdują się dwa interesujące nas punkty: pierwszym z nich jest punkt wyznaczony przez styczną wyprowadzoną z początku układu, któremu odpowiada maksymalna doskonałość samolotu i związana z nim optymalna prędkość lotu, drugim jest punkt wyznaczony przez styczną poziomą, któremu odpowiada minimalne opadanie i odpowiadająca mu ekonomiczna prędkość lotu.

* Zmiana jednostkowego zużycia paliwa dla mocy i prędkości niezbyt różniących się w zakresie odpowiadającym maksymalnemu zasięgowi i maksymalnej długotrwałości lotu jest niezbyt duża i tu może być pominięta.

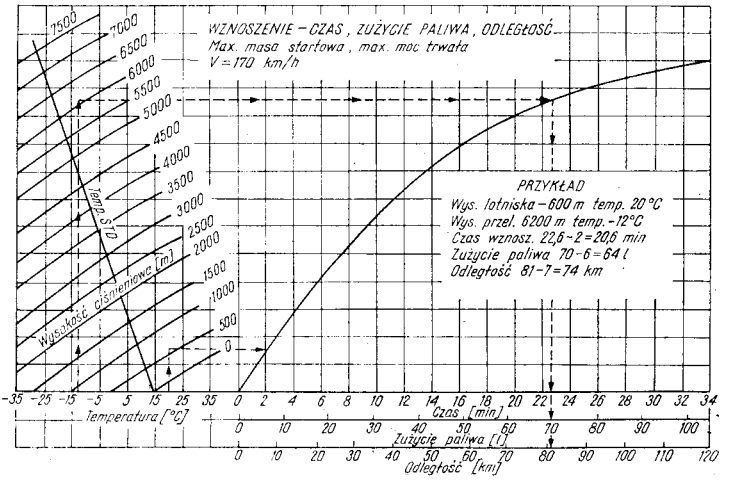
Odpowiednio na rysunku 8.1 na krzywej mocy potrzebnej możemy określić punkt odpowiadający mocy minimalnej i mocy optymalnej.

Oczywiście, minimalnej mocy używanej przy locie z prędkością ekonomiczną odpowiada maksymalna długotrwałość lotu, natomiast mocy i prędkości optymalnej odpowiada maksymalny zasięg samolotu.

W naszym rozważaniu pominęliśmy zagadnienie wznoszenia i zniżania, które odbywają się przy mocach różnych od przelotowej, oraz milcząco

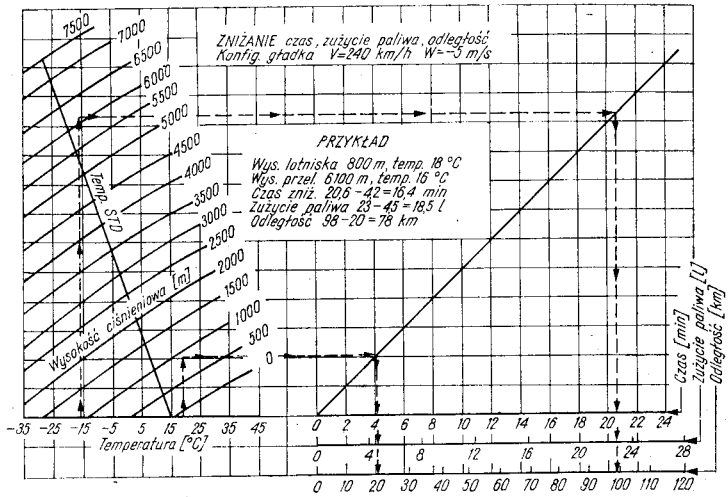



*12.12. Zbiorczy wykres do wyznaczania zasięgu samolotu*

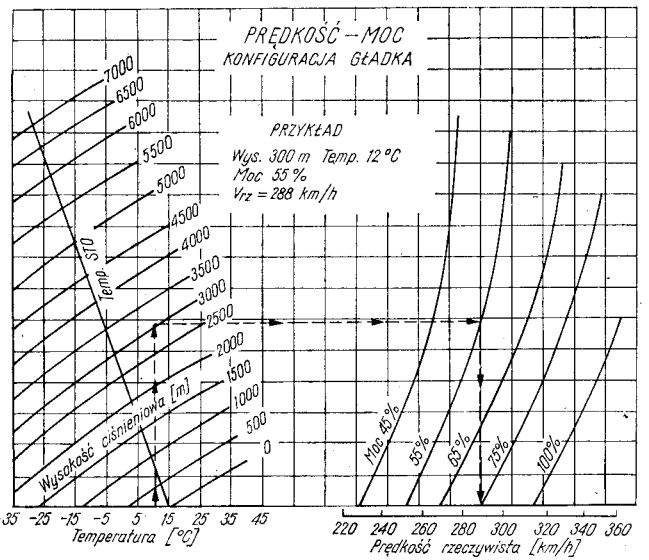



*12.13. Nomogram do określania czasu, zużycia paliwa oraz odległości podczas wznoszenia*

założyliśmy, że lot odbywa się po linii prostej. W rzeczywistości silniki samolotu zużywają paliwo nie tylko na pokonanie odległości w przelocie, lecz także na uruchomienie, podgrzewanie, próbę i kołowanie przed i po locie. Ponadto nie cała ilość dysponowanego paliwa może zostać zużyta. W zbiornikach pozostaje zawsze pewna niezużyta ilość paliwa, a powinna




*12.14. Nomogram do określania czasu, zużycia paliwa oraz odległości podczas zniżania*




*12.15. Nomogram do określania prędkości przelotowej*

pozostać także rezerwa, której ilość zależy od rodzaju wykonywanego lotu i zasad, według których ten lot się wykonuje*.

Każde liczbowe określenie kolejnych etapów lotu w celu ustalenia zasięgu samolotu byłoby zbyt żmudne, dlatego producenci dają pilotom do dyspozycji wykresy pomocnicze, ułatwiające to zadanie. Zamieszczone na rysunkach przykłady dotyczą samolotu Piper „SENECA II". Rysunek 12.12 przedstawia zbiorczy wykres do wyznaczania zasięgu samolotu. Rysunki 12.13 i 12.14 przedstawiają odpowiednio wykresy umożliwiające określenie czasu, paliwa i odległości, zużytych na wznoszenie i zniżanie samolotu. Rysunek 12.15 ma charakter pomocniczy; umożliwia określenie prędkości przelotowej odpowiadającej obranej mocy, zależnie od wysokości gęstościowej (ciśnienie i temperatura), na której przebiega lot.

Mimo że zasięg i długotrwałość lotu stanowią istotne charakterystyki osiągowe samolotu, to jednak przepisy zdatności nie narzucają żadnych związanych z nimi kryteriów, pozostawiając te sprawy uznaniu użytkownika. Natomiast przepisy wykonywania lotów narzucają jedynie wymagania dotyczące niezbędnych rezerw paliwa.

# Rozdział 13

# WŁASNOŚCI LOTNE

## 13.1

## POJĘCIA PODSTAWOWE

Zespół właściwości samolotu, stanowiący o jego cechach podczas manewrowania, nazywamy własnościami lotnymi. Obejmują one cechy samolotu decydujące o osiągnięciu przezeń stanu równowagi (zdolność do wyważania i podatność na zmiany wyważania) jak i cechy decydujące o przeciwstawianiu się samolotu zmianie stanu równowagi (stateczność statyczna), a także możliwości zmian stanu równowagi (sterowność). Zespół zagadnień dotyczących własności lotnych rozszerza się zwykle o zagadnienia związane z przeciągnięciem, korkociągiem i akrobacją.

Stanem samolotu, od którego rozpoczynamy rozważania dotyczące stateczności, jest zwykle stan równowagi. Jest to taki stan, w którym suma sił i momentów działających na samolot jest równa zeru. O samolocie znajdującym się w stanie równowagi mówimy, że leci lotem ustalonym. Różnym stanom lotu ustalonego odpowiadają różne kąty wychylenia sterów i związane z tym siły na sterownicach. Jeśli siły te sprowadzimy do zera, np. przez użycie urządzeń wyważających (p. rozdział 4), to mówimy,

* Obowiązujące w PRL przepisy zobowiązują do posiadania 30-minutowej rezerwy w lotach z widocznością ziemi i rezerwy na lot do lotniska zapasowego plus 45 min na oczekiwanie — w lotach według przyrządów (IFR).

że samolot został na dany stan lotu wyważony (aerodynamicznie). Najczęściej stan wyważania będzie również stanem wyjściowym do rozpatrywania zagadnienień związanych z własnościami lotnymi samolotu.

## 13.2 STATECZNOŚĆ

Siły działające na samolot w locie prostoliniowym rozpatrywane na przykładzie rysunków w poprzednich rozdziałach, były przyłożone w środku ciężkości samolotu. Było to oczywiście uproszczenie, ułatwiające rozpatrywanie równowagi sił tylko pod względem ich wzajemnego znoszenia się. Nie interesowaliśmy się wtedy tym, czy siły te — znosząc się wzajemnie — nie prowadzą do obrócenia samolotu wokół jednej z osi. Inaczej mówiąc, nie rozpatrywaliśmy równowagi i momentów sił działających na samolot.

Zagadnieniem tym zajmuje się dział mechaniki lotu, zwany statecznością. Najczęściej szukamy odpowiedzi na trzy pytania:

1) czy momenty sił działających na samolot równoważą się?

2) jeżeli równoważą się, to czy jest to równowaga stała?

3) jak zachowuje się samolot po wytrąceniu go z położenia równowagi?

Aby otrzymać odpowiedź na dwa pierwsze pytania, problem możemy rozpatrywać w oderwaniu od czasu — statycznie. Wystarczy stwierdzić, czy suma momentów sił działających na samolot względem jego środka ciężkości jest równa zeru i jaki moment pojawi się po wytrąceniu samolotu z położenia równowagi — przywracający mu poprzednie położenie, czy też jeszcze bardziej wytrącający go z niego.

Aby móc odpowiedzić na trzecie pytanie, musimy rozpatrywać zjawisko w czasie. Musimy śledzić, jak zmieniają się siły i ich momenty po wytrąceniu samolotu z położenia równowagi, jak pod ich wpływem zmienia się tor lotu samolotu i czy samolot jest zdolny do powrotu do poprzedniego stanu lotu. Zjawisko rozpatrujemy z uwzględnieniem siły bezwładności, a więc dynamicznie — w czasie.

Zgodnie z tym rozróżnia się dwa rodzaje stateczności:

— stateczność statyczną — zdolność samolotu do zachowania stanu równowagi i przeciwstawienia się jego zmianom,

— stateczność dynamiczną — zdolność samolotu do powrotu do stanu równowagi po wytrąceniu go z tego stanu.

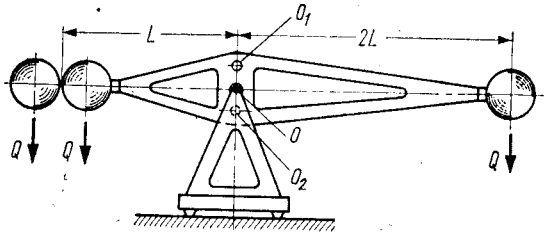
W celu ułatwienia rozumienia dalszych rozważań, omówimy na prostym przykładzie wprowadzone pojęcia.

Wyobraźmy sobie pewnego rodzaju wagę (rys. 13.1), na której dłuższym ramieniu znajduje się kula o ciężarze $Q$, na końcu natomiast krótszego jej ramienia znajdują się dwie identyczne kule. W ramieniu wagi wykonane zostały trzy otwory do zawieszenia: pierwszy na linii łączącej środki ciężkości kul, drugi i trzeci — powyżej oraz poniżej tej linii.

Jeżeli waga ta ma być w stanie równowagi w pewnym położeniu, to wspomniane otwory muszą dzielić ramię wagi tak, aby ramię długie było dwukrotnie dłuższe od krótkiego, ponieważ tylko wtedy momenty ciężarów

kul względem osi obrotu wzajemnie równoważą się. W ten sposób możemy stwierdzić, że układ znajduje się w równowadze. Nie wiemy jednak, czy jest to stan równowagi stałej, obojętnej, czy też chwiejnej.

Wiemy z codziennego doświadczenia, że jeżeli podeprzemy taką wagę w otworze $O$, położonym na linii przechodzącej przez środki ciężkości




*13,1. Waga o trzech położeniach osi wahania jako przykład różnych przypadków równowagi*
oś $O$ — równowaga obojętna, oś $O_1$ — równowaga trwała, oś $O_2$ — równowaga chwiejna

wszystkich kul, waga ta będzie stale w równowadze — jakkolwiek się ją obróci. W takim przypadku będziemy mówili o równowadze obojętnej. Jeżeli zawiesimy ją na otworze górnym $O_1$, tak jak są zawieszone zwykłe wagi, to ma ona zdecydowane położenie równowagi. Ale jeśli zawiesimy ją na otworze dolnym $O_2$, to wystarczy najmniejsze drgnięcie, aby przewróciła się. Był to bowiem stan równowagi chwiejnej.

Jak widzimy, aby odpowiedzić na pytanie dotyczące rodzaju równowagi, wystarczy w naszym przykładzie stwierdzić, gdzie znajduje się oś obrotu wagi w stosunku do jej środka ciężkości.

Gdybyśmy jednak chcieli odpowiedzieć na pytanie, co się dzieje z wagą, mającą równowagę stałą, po wytrąceniu jej z położenia równowagi, musielibyśmy rozpatrzyć zjawisko w czasie. Każdy odpowie, że po kilku wahnięciach waga się sama uspokoi. Technik stwierdzi, że waga ma równowagę statyczną i dynamiczną i że gdyby tłumienie wahań wagi było zwiększone, na przykład przez zanurzenie jej w oleju, to uspokoiłaby się szybciej. Większa byłaby jej stateczność dynamiczna.

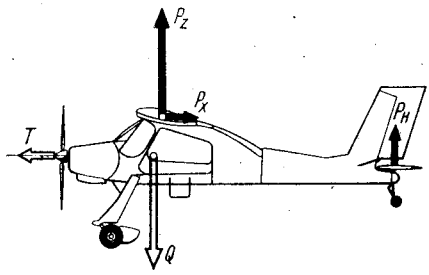
Sprawa nie zawsze jednak jest taka prosta. Samolot, który ma równowagę trwałą, co krótko stwierdzamy, że jest stateczny, może tak energicznie powracać do położenia równowagi, że wahania nie tylko nie będą zanikały, ale mogą wzmagać się. Siły aerodynamiczne działają bowiem w bardziej złożony sposób niż omawiane już siły ciężkości. Samolot taki, pomimo posiadania stateczności statycznej może być dynamicznie niestatyczny. Ze względu na bezpieczeństwo lotu wymaga się od samolotu, aby bezwzględnie był stateczny statycznie i dąży się do tego, aby był również stateczny dynamicznie. Jeżeli z ważnych względów konstrukcyjnych nie można osiągnąć stateczności dynamicznej w pełnym zakresie prędkości, dopuszcza się najczęściej tylko małe objawy tej niestateczności.

Ruch samolotu w przestrzeni jest najczęściej bardzo złożony. Gdybyśmy chcieli rozpatrywać go w całości, byłoby trudno ująć go w jakieś proste

prawidła. Jak wspomnieliśmy w punkcie 4.1., obrót samolotu w przestrzeni może być zawsze rozłożony na jednoczesny obrót dokoła trzech wzajemnie prostopadłych osi, które przechodzą przez środek ciężkości samolotu (patrz rys. 4.1). Obroty te nazwano:
— pochylaniem — dokoła osi poprzecznej $Y$,
— przechylaniem — dokoła osi podłużnej $X$,
— odchylaniem — dokoła osi pionowej $Z$.
Analogicznie rozdzielono stateczność statyczną na:
— stateczność statyczną podłużną, zajmującą się pochylaniem,
— stateczność statyczną poprzeczną, zajmującą się przechylaniem,
— stateczność statyczną kierunkową, zajmującą się odchylaniem samolotu w czasie jego lotu.
Omówimy warunki, które muszą być spełnione, aby samolot wykazywał każdą z wyżej wymienionych stateczności.

**Stateczność statyczna podłużna**

Rzut oka na rysunek 13.2, na którym pokazano sylwetkę boczną samolotu z siłami działającymi na niego w locie prostoliniowym ustalonym, pozwala stwierdzić, że siły te nie są rozłożone symetrycznie względem poprzecznej osi $Y$ i że osiągnięcie podłużnej równowagi samolotu wymaga odpowiedniej proporcji tych sił i ich wzajemnej odległości.
Z czterech wykreślonych na rysunku sił siła nośna samolotu $P_z$, jego ciężar $Q$ oraz siła na usterzeniu wysokości $P_H$, mają decydujący wpływ na stateczność podłużną, ponieważ siła nośna i ciężar samolotu są siłami dużymi, a siła na usterzeniu jest wprawdzie mała, lecz działa na dużym ramieniu względem środka ciężkości samolotu. Możemy natomiast w naszych uproszczonych rozważaniach zapomnieć o oporze samolotu $P_x$ oraz

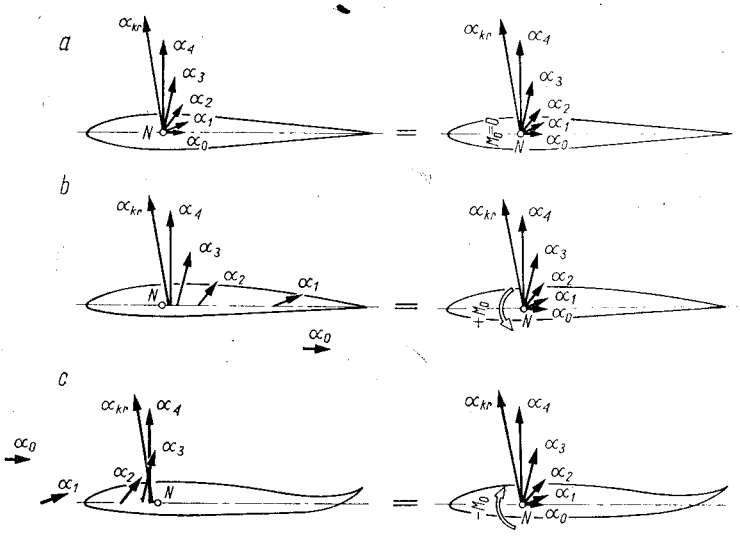



*13.2. Siły działające na samolot i mające wpływ na jego stateczność podłużną*

ciągu śmigła, ponieważ są one stosunkowo małe i działają na małym ramieniu względem środka ciężkości samolotu, wywierając nieznaczny wpływ na jego równowagę podłużną.
Zagadnienie stateczności podłużnej jest nieco bardziej skomplikowane również przez to, że o ile ciężar samolotu i siła na jego usterzeniu nie zmieniają w różnych stanach lotu swego położenia, o tyle siła nośna skrzydła przesuwa się wzdłuż cięciwy skrzydła w stosunkowo dużych granicach wraz ze zmianą jego kąta natarcia.
W wyniku pomiarów przeprowadzonych w laboratoriach aerodynamicznych podzielono profile lotnicze na trzy rodziny:

— profile symetryczne, przy których siła aerodynamiczna nie przesuwa się wzdłuż cięciwy przy zmianie kąta natarcia,
— profile o normalnym łukowatym kształcie linii szkieletowej, przy których wraz ze wzrostem kąta natarcia siła aerodynamiczna przesuwa się do przodu,
— profile o linii szkieletowej w kształcie litery *S*, przy których wraz ze wzrostem kąta natarcia siła aerodynamiczna przesuwa się do tyłu.

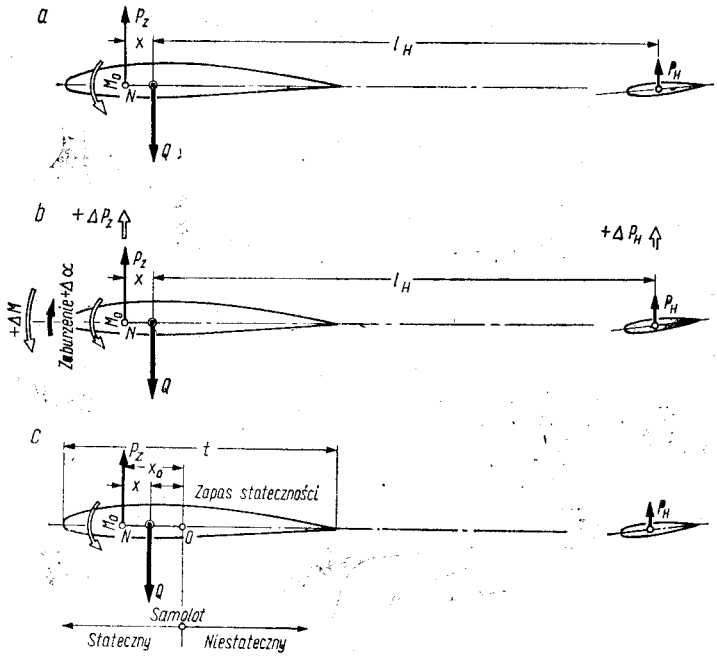
Jak widać na rysunku 13.3, na którym przedstawiono po jednym profilu z każdej z wymienionych rodzin, największa siła aerodynamiczna występuje przy kącie natarcia zbliżonym do kąta krytycznego. Jest ona wtedy prawie prostopadła do cięciwy profilu i przecina ją w okolicy 25% jej długości, licząc od krawędzi natarcia. Najmniejsza zaś wartość siły aerodynamicznej występuje przy kącie natarcia zbliżonym do kąta, dla którego współczynnik siły nośnej staje się równy zeru, a kierunek jej staje się w przybliżeniu równoległy do cięciwy.




*13.3. Wpływ kształtu profilu skrzydła na położenie siły nośnej przy różnych kątach natarcia*
*a* — profil symetryczny, *b* — profil normalny, *c* — profil samostateczny

Punkt, w którym siła aerodynamiczna przecina cięciwę, nazywamy środkiem wyporu. Profile symetryczne są więc profilami o stałym położeniu środka wyporu, profile o łukowej linii szkieletowej wykazują tzw. normalną wędrówkę środka wyporu, natomiast profile o linii szkieletowej *S* wykazują tzw. odwrotną wędrówkę środka wyporu i nazywamy je niekiedy profilami samostatecznymi. Jak bowiem widać z rysunku 13.3c, w tej rodzinie profilów zmianie kąta natarcia towarzyszy przesunięcie się siły aerodynamicznej, jak gdyby przeciwdziałające wspomnianej zmianie; na przykład przy zmniejszaniu się kąta natarcia siła przesuwa się do przodu jak gdyby podpierając profil.

Położenie siły aerodynamicznej na profilu oraz jej wartość są ze sobą związane. Okazuje się mianowicie, że dla każdego profilu można wyznaczyć charakterystyczny dla niego punkt, zwany punktem neutralnym, względem którego moment siły aerodynamicznej w dużym zakresie kątów natarcia — oczywiście przy stałej prędkości lotu — ma wartość stałą. To znaczy że siła aerodynamiczna wędrując wzdłuż cięciwy profilu zmienia swą




*13.4. Równowaga podłużna samolotu*

*a* — siły i momenty podłużne działające w locie ustalonym, *b* — zaburzenie równowagi samolotu, *c* — położenie środka ciężkości samolotu, określające jego zapas stateczności podłużnej

wartość odwrotnie proporcjonalnie do jej odległości od punktu neutralnego. Prawidłowość ta umożliwia proste przedstawienie zagadnienia stateczności statycznej podłużnej.

Możemy mianowicie przyjąć, że bez względu na wielkość kąta natarcia i rodzaj profilu skrzydła, siła aerodynamiczna zawsze przechodzi przez punkt neutralny profilu, z tym że kształt profilu decyduje o wartości i kierunku towarzyszącemu sile momentu aerodynamicznego usiłującego obrócić samolot.

Tak właśnie na rysunku 13.4*a* zmodyfikowaliśmy w porównaniu do rysunku 13.2 obraz sił działających na samolot w locie prostoliniowym ustalonym.

Samolot znajduje się w równowadze podłużnej wówczas, gdy nie ma tendencji do obracania się dokoła swego środka ciężkości, tzn. wówczas,

gdy wspomniany poprzednio moment aerodynamiczny względem punktu neutralnego oraz moment siły nośnej i siły na usterzeniu względem środka ciężkości samolotu wzajemnie się równoważą.

Przyjmując za dodatni moment usiłujący pochylić nos samolotu ku dołowi, sformułowany wyżej warunek równowagi można wyrazić za pomocą zależności:

$$M_o - P_z \cdot x + P_H \cdot l_H = 0 \tag{13.1}$$

gdzie:

$M_o$ — moment aerodynamiczny towarzyszący sile aerodynamicznej,
$P_z$ — siła nośna samolotu,
$P_H$ — siła aerodynamiczna na usterzeniu wysokości,
$x$ — odległość środka ciężkości samolotu od punktu neutralnego,
$l_H$ — odległość usterzenia wysokości od środka ciężkości samolotu.

Podana zależność określa proporcje pomiędzy siłami działającymi na samolot, konieczne do spełnienia warunku równowagi podłużnej. Nic jednak nie mówi o tym, czy będzie to punkt równowagi stałej, chwiejnej czy też obojętnej.

Jeżeli z położenia równowagi, określonego zależnością (13.1) i pokazanego na rysunku 8.6*b*, samolot zostanie wytrącony jakimś zaburzeniem (np. podmuchem), to ulegną zmianie siła nośna i siła na usterzeniu. Nie ulegnie natomiast zmianie moment $M_o$, ponieważ — jak stwierdziliśmy poprzednio — jego wartość nie zależy od kąta natarcia, lecz jedynie od kształtu profilu i prędkości lotu. Jeżeli zaburzenie wywołało wzrost kąta natarcia, to przyrosty siły nośnej i na usterzeniu wywołują względem środka ciężkości samolotu następujący moment podłużny:

$$\Delta M = \Delta P_H \cdot l_H - \Delta P_z \cdot x \tag{13.2}$$

Jeżeli moment ten będzie dążył do zmniejszenia kąta natarcia, to samolot będzie stateczny statecznie podłużnie. Jeżeli natomiast będzie dążył do jeszcze większego powiększenia kąta natarcia, to samolot będzie podłużnie niestateczny.

Pamiętając o przyjętym poprzednio umownie znaku momentu, widzimy, że warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest pojawienie się dodatniego momentu $\Delta M$ w przypadku zaburzenia powiększającego kąt natarcia. Znak wspomnianego momentu zależy — jak widzimy z zależności (13.2) — od ramion sił, a szczególnie od wielkości $x$, ponieważ siła nośna jest wielokrotnie większa od siły na usterzeniu. Gdy $x$ jest małe, to znak momentu wywołanego zaburzeniem jest dodatni. Przy pewnej wartości $x$ moment staje się równy zeru, a przy większej ma znak ujemny.

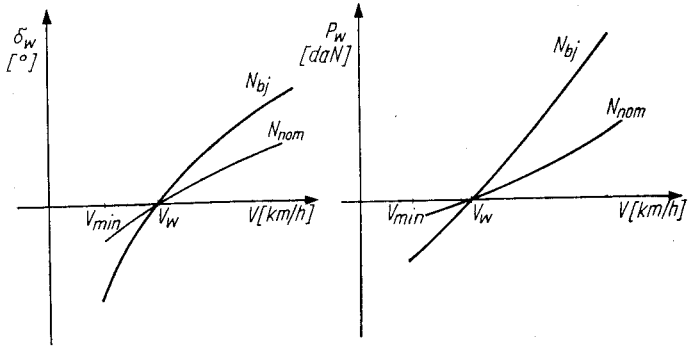
O stateczności podłużnej samolotu decyduje więc położenie jego środka ciężkości. Przy przednim położeniu środka ciężkości samolot jest stateczny, po przesunięciu środka ciężkości do tyłu samolot osiągnie stateczność obojętną, a przy jeszcze bardziej tylnym położeniu środka ciężkości samolot staje się niestateczny (rys. 13.4 *c*).

Punkt 0, w którym znajduje się środek ciężkości samolotu, gdy wykazuje on równowagę obojętną, nazywamy środkiem równowagi obojętnej. Im środek ciężkości samolotu przesunięty jest bardziej do przodu od

środka równowagi obojętnej, tym samolot jest bardziej stateczny. Doświadczenia wykazały przy tym, że dla przeciętnego samolotu stateczność jest wystarczająca, gdy jego środek ciężkości znajduje się w okolicy 25÷÷30% średniej cięciwy skrzydła, mierzonej od krawędzi natarcia.

W naszych rozważaniach czynnikiem wywołującym zmiany momentu aerodynamicznego był zmienny kąt natarcia. Ale kąt natarcia zmienia się z prędkością lotu, a zatem z prędkością lotu zmienia się także moment aerodynamiczny.

W celu uzyskania stanu równowagi, a więc lotu prostoliniowego z ustaloną prędkością moment aerodynamiczny równoważymy momentem od usterzenia poprzez zmianę kąta wychylenia steru. Tak więc każdej z prędkości lotu odpowiada pewne wychylenie steru i związana z nim siła, którą




*13.5. Krzywa równowagi*

$N_{nom}$ — moc nominalna, $N_{bj}$ — moc na biegu jałowym

musimy wywierać na drążek sterowy. Gdybyśmy zmierzyli kąty wychylenia steru wysokości $\beta_w$ i siły na drążku sterowym (wolancie) w funkcji prędkości lotu, otrzymalibyśmy zależność zwaną krzywą równowagi.

Przebieg tej zależności jest różny dla różnych mocy, gdyż moment siły ciągu i wpływ strumienia zaśmigłowego działającego na usterzenie wysokości sumują się z momentem aerodynamicznym skrzydła i momentem usterzenia (rys. 13.5).

Przedstawiony przykład zawiera typowe przebiegi krzywych równowagi. Zakrzywienie funkcji $\beta_w = f(v)$ wynika ze spadku ciśnienia prędkości $q$ w miarę zmniejszenia się prędkości lotu, proporcjonalnie do kwadratu prędkości — co dla zapewnienia skuteczności steru wysokości wymaga coraz to większych wychyleń steru. Natomiast odwrotnie zakrzywienie funkcji $P_w = f(v)$ wynika wprawdzie z tej samej przyczyny, lecz właśnie wobec spadku ciśnienia prędkości siła potrzebna do wychylania steru odpowiednio maleje.

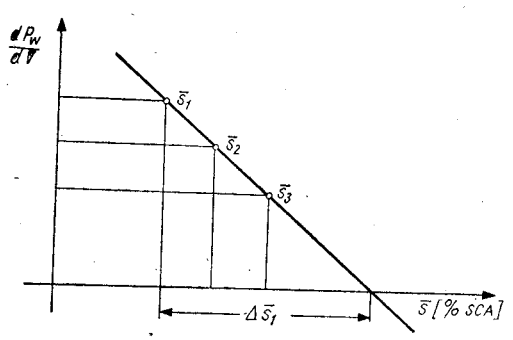
Nachylenie dowolnej krzywej na wykresie 13.5, wyrażone jako stosunek przyrostu kąta wychylenia steru lub przyrostu siły na sterownicy w stosunku do przyrostu prędkości, jest miarą statycznej stateczności podłużnej samolotu.

Zależnie od tego, czy oceniamy stateczność według przyrostów kąta wychylenia steru (lub przemieszczenia drążka sterowego) czy według sił, które należy wywierać na drążek sterowy w celu utrzymania stanu równowagi samolotu mówimy o stateczności ze sterami trzymanymi lub stateczności ze sterami puszczonymi*.

Obliczone położenie środka równowagi obojętnej możemy potwierdzić wynikami prób w locie. Wykonujemy np. trzy pomiary przebiegu sił na sterownicy w funkcji prędkości lotu — oddzielnie dla trzech różnych położeń środka ciężkości. Nachylanie krzywych równowagi będzie malało z przesuwaniem się środka ciężkości ku tyłowi. Połączenie punktów powstałych z określenia gradientu siły na sterownicy $dP_w/dV$ w funkcji położenia środka ciężkości pozwoli na wyznaczenie środka równowagi obojętnej (przecięcie z osią odciętych — rys. 13.6). Odległość pomiędzy konkretnym położeniem środka ciężkości i położeniem odpowiadającym środkowi równowagi obojętnej jest zapasem statycznej stateczności podłużnej.

Fizyczny sens statycznej stateczności podłużnej samolotu polega na tym, że aby zmienić prędkość lotu na większą lub mniejszą od prędkości wyjściowej (stanu wyważenia) i utrzymać tę nową prędkość, należy wychylić ster, z czym wiąże się wywarcie odpowiedniej siły na drążek sterowy. Im bardziej samolot jest stateczny, tym większego wychylenia steru i siły trzeba użyć.

Stateczność statyczna ma niezwykle istotne znaczenie dla pilotowania samolotu. Jeśli na sterownicy pojawia się siła, a przemieszczenie sterownicy wskazuje na wychylenie steru, znaczy to, że samolot znajduje się




*13.6. Krzywa zapasu stateczności*
$\bar{s}_1$ — zapas stateczności dla środka ciężkości $\bar{s}_1$

z dala od stanu wyjściowego (prędkość zwiększyła się lub zmalała). Powrót sterownicy w położenie wyjściowe i zanik siły świadczą o powrocie ponownie do stanu wyjściowego (tj. do prędkości wyważania).

Ponieważ siły rozróżnia człowiek zmysłem dotyku, dlatego w gwarze lotniczej mówi się o „czuciu" samolotu.

* Jak gdybyśmy puścili swobodnie sterownicę, a żeby sterownica nie zmieniła położenia — przykładamy do niej siłę (taką, jaką normalnie wywierałby na nią pilot).

Pilot nie ma możliwości dokładnej oceny wychylenia steru, a nawet położenia sterownicy, natomiast zawsze odczuwa siły potrzebne do trzymania drążka sterowego, dlatego stateczność ze sterami puszczonymi (wnioskowanie według sił) jest znacznie ważniejsza z punktu widzenia własności lotnych od statecznośći ze sterami trzymanymi (wnioskowanie według wychyleń sterów).

Istnienie nadmiernej statecznośći także jest niewskazane, gdyż wiąże się z koniecznością wykonywania przez pilota obszernych ruchów sterownicami i użycia znacznych sił, co czyni pilotaż mało dokładnym i uciążliwym.

Ze względu na zasadnicze znaczenie statycznej statecznośći podłużnej, jakie ma ona dla pilotowania samolotu, przepisy zdatności samolotu do lotu poświęcają jej wiele uwagi.

Ogólnym wymaganiem przepisów jest, aby samolot w całym zakresie użytkowanych prędkości lotu był stateczny, a ponadto aby istniały odpowiednio wyczuwalne siły na sterownicy, świadczące o tej statecznośći. Wymaganie to oznacza, że dla każdej prędkości leżącej pomiędzy prędkością minimalną i maksymalną prędkością lotu nurkowego w celu zwiększenia utrzymania prędkości lotu należy wychylić ster ruchem sterownicy od pilota, przykładając w tym celu siłę odpychającą. Odwrotnie — w celu zmniejszenia prędkości i utrzymania jej należy wychylić ster ruchem sterownicy do pilota, przykładając w tym celu siłę ściągającą.

Wymienione wymaganie ma być wypróbowane w locie co najmniej w następujących zakresach:

— dla wznoszenia z maksymalną mocą trwałą:

$$1{,}25\,V_S < V_w = 1{,}4 \cdot V_S < 1{,}6 \cdot V_S$$

— dla konfiguracji przelotowej:

$$1{,}3\,V_S < V_w - \text{poziomo} < V_{NE}$$

— dla konfiguracji lądowania:

$$1{,}1\,V_S < V_w = 1{,}5\,V_S < 1{,}8\,V_S$$

gdzie:

$V_S$ — prędkość przeciągnięcia w odpowiedniej konfiguracji,

$V_w$ — prędkość wyrównoważenia,

$V_{NE}$ — maksymalna dopuszczalna prędkość lotu.

Aby siły na sterownicy, związane z istnieniem statycznej statecznośći podłużnej, nie były nadmierne, przepisy zdatności ustanawiają następujące kryteria:

— jeżeli samolotu nie można wyrównoważyć na maksymalną dopuszczalną prędkość lotu, to przyrost siły pomiędzy maksymalną prędkością wyrównoważenia i maksymalną dopuszczalną prędkością lotu nie może przekraczać 18 daN*,

— w razie konieczności zmiany prędkości (od prędkości wyważenia) o 15% $V_w$ lub 75 km/h przyrost siły nie może przekraczać 18 daN**.

---

* Wg brytyjskich przepisów BCAR — 40 lb.

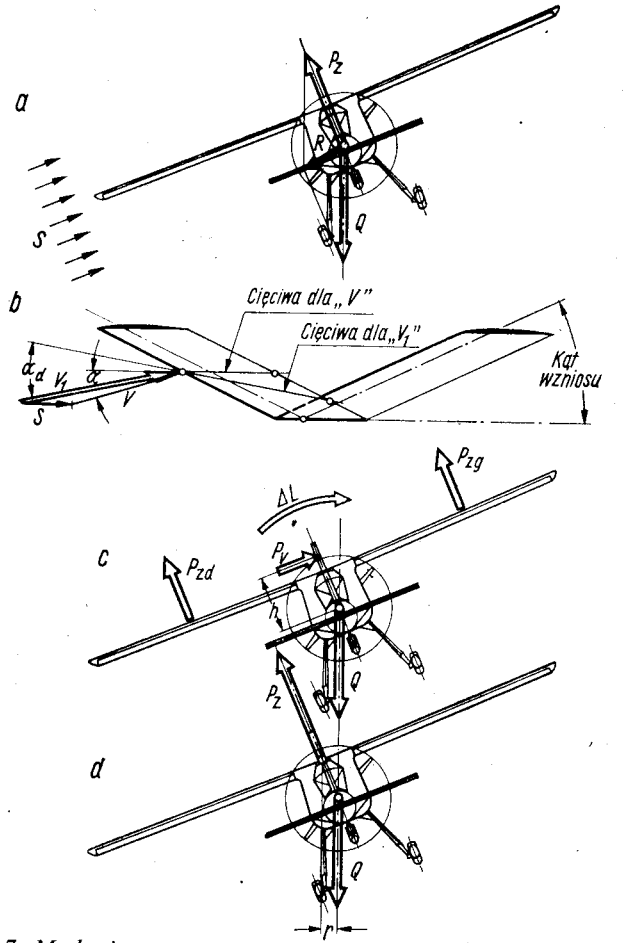
** Wg amerykańskich przepisów FAR obowiązuje większa z dwu podanych wartości (w oryginale: 40 knt i 40 lb).

**Stateczność statyczna poprzeczna**

Każdy samolot w większym lub mniejszym stopniu wykazuje zdolność do samoczynnego powracania do poziomego położenia po wytrąceniu go z tego położenia, na przykład w wyniku podmuchu powietrza.

Tę ważną właściwość uzyskuje samolot przede wszystkiem dzięki zastosowaniu wzniosu skrzydeł.

W chwili przechylenia się samolotu w locie prostoliniowym następuje jego ześlizg w kierunku skrzydła przechylonego w dół. Do prędkości lotu dodaje się wtedy geometrycznie prędkość ślizgu, oznaczoną literą $s$ (rys. 13.7*a*). Jeśli skrzydło ma wznios, to wypadkowa prędkość powietrza $v_1$ tworzy z cięciwą profilu skrzydła przechylonego w dół większy niż przed ślizgiem kąt natarcia. Analogicznie dzieje się na skrzydle przechy-




*13.7. Mechanizm samoczynnego powracania samolotu do położenia poziomego*

lonym do góry — kąt natarcia ulega na nim zmniejszeniu (rys. 13.7*b*). W wyniku otrzymujemy różnice siły nośnej na obu skrzydłach, które doprowadzają samolot do poziomego położenia (rys. 13.7*c*).

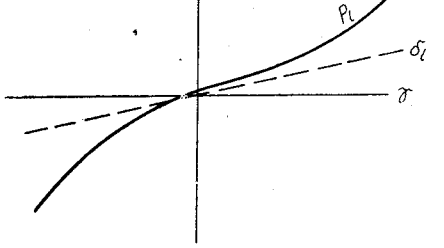
Nie bez wpływu na moment prostujący samolot w ślizgu jest również wysokie usterzenie kierunku. Boczny opływ tego usterzenia z prędkością $s$ wywołuje na nim siłę $P_v$, która działając na pewnym ramieniu względem środka ciężkości samolotu wyprowadza go z przechyłu momentem $\Delta L$ (rys. 13.7*c*).

W przypadku górno- lub grzbietopłata na podnoszenie samolotu z przechyłu wpływają: siła $P_Z$, działająca w płaszczyźnie symetrii skrzydła, i ciężar samolotu $Q$, działający na ramieniu $r$. Dają one tzw. efekt wagi, wpływając na doprowadzenie samolotu do położenia poziomego (rys. 13.7*d*)

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego nie określają ilościowych wymagań dotyczących statycznej stateczności poprzecznej. Wymaga się jedynie, aby ta stateczność była pozytywna.

Ponieważ najbardziej wymiernym stanem lotu, w którym występuje boczny opływ, jest ślizg, dlatego właśnie do ślizgu i charakteryzującego go kąta przechyłu samolotu odnoszą się wymagania dotyczące stateczności poprzecznej, a także kierunkowej.

Wymaga się, aby w ślizgach o przechyleniu co najmniej 10° w zakresie prędkości 1,2 $V_S$—$V_{NE}$ samolot wykazywał tendencję do podnoszenia opuszczonego skrzydła. Wymaganie to należy rozumieć tak: jeśli samolot



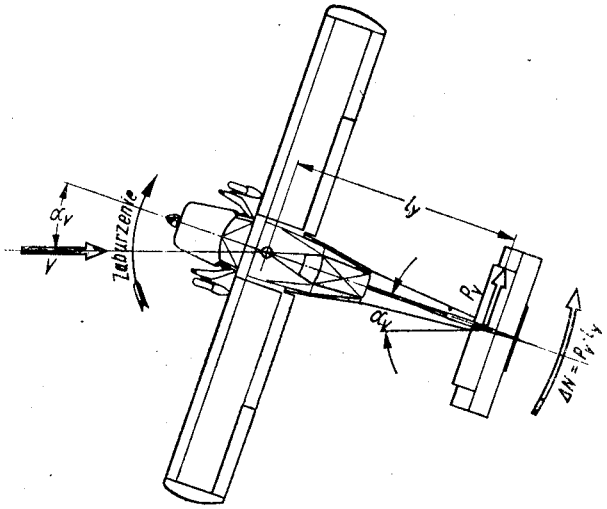

*13.8. Stateczność poprzeczna — kąty wychylenia lotek i wywołane wychyleniem lotek siły*

ma tendencję do podnoszenia opuszczonego w ślizgu skrzydła, to aby jej zapobiec, tj. utrzymać samolot w ślizgu, należy wychylać lotki ruchem sterownicy w stronę przechylenia, działając na sterownicę siłą zgodną z kierunkiem jej wychylenia. Stopień wychylenia lotek i wielkość siły przyłożonej do sterownicy są miarą statycznej stateczności poprzecznej samolotu (rys. 13.8).

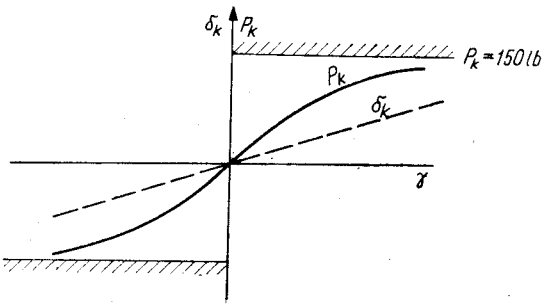
**Stateczność statyczna kierunkowa**

Usterzenie kierunku utrzymuje samoczynnie oś kadłuba samolotu w kierunku lotu, a więc zapewnia stateczność statyczną kierunkową. Jeżeli bowiem jakieś zaburzenie odchyla płaszczyznę symetrii samolotu od kierunku lotu, np. o kąt $\alpha_v$ (rys. 13.9), to usterzenie kierunku zaczyna być opływane strumieniem powietrza pod tym samym kątem, wskutek czego

na usterzeniu powstaje siła aerodynamiczna $P_v$, która działając na ramieniu $L_v$ względem środka ciężkości samolotu tworzy moment ustateczniający kierunkowo samolot, usuwając wspomniane zaburzenie.
Podobnie jąk to opisano przy omawianiu stateczności poprzecznej, przepisy zdatności sprzętu lotniczego nie określają ilościowych wymagań dotyczących statycznej stateczności kierunkowej. Wymaga się jedynie, aby ta stateczność była pozytywna.




*13.9. Tworzenie się momentu N, ustateczniającego samolot kierunkowo*



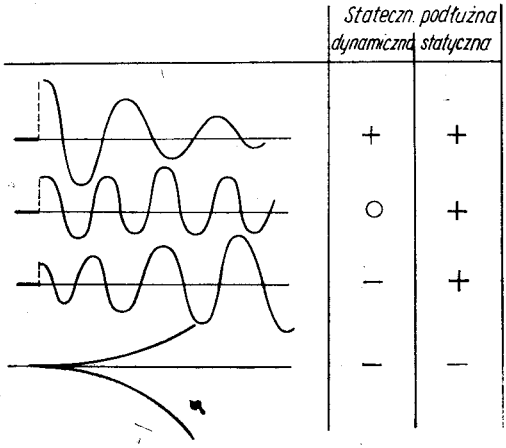

*13.10. Stateczność kierunkowa — kąty wychylenia steru kierunku i wywołane wychyleniem steru siły*

Aby utrzymać w ślizgu samolot stateczny statycznie kierunkowo, należy ster kierunku wychylić w stronę przeciwną niż przechylenie samolotu. Utrzymanie steru kierunku w tym położeniu powinno wymagać nacisku na pedał z tej strony, w którą wychyla się ster. Po puszczeniu swobodnie steru (po zdjęciu nóg z pedałów) ster kierunku powinien samoczynnie

powrócić w położenie odpowiadające aktualnemu stanowi lotu. Przebieg wychylenia steru i związanej z tym siły na pedale (rys. 13.10) oraz powracanie steru do właściwego położenia po zdjęciu nóg z pedałów stanowią właśnie kryteria statycznej stateczności kierunkowej samolotu.

**Stateczność dynamiczna podłużna**

Na rysunku 13.11 pokazano tor lotu po wytrąceniu samolotu z położenia równowagi podłużnej. Gdy na przykład jakiś symetryczny podmuch pochyli nos samolotu do góry, to w przypadku samolotu podłużnie statecznego statycznie pojawi się — jak już wiemy — dodatni moment usta-




*13.11. Tor lotu samolotu po zaburzeniu równowagi podłużnej*

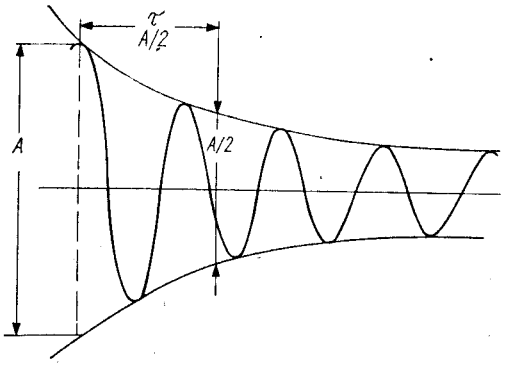
teczniający + ΔM, dążący do pochylenia nosa samolotu w dół. Ponieważ jednak samolot ma pewną bezwładność, powraca pod wpływem wspomnianego momentu do poprzedniego położenia równowagi i nie zatrzyma się w nim, lecz opuści z kolei nos nieco ku dołowi. Wtedy pojawi się ustateczniający moment podłużny ze znakiem ujemnym, starający się podnieść nos samolotu do góry itd.

Samolot, dążący do położenia równowagi, waha się więc dokoła swego środka ciężkości, wskutek czego tor jego lotu przybiera postać linii falistej. Gdy fale te zanikają bez reakcji ze strony pilota, mówimy, że samolot jest dynamicznie podłużnie stateczny. Jeśli amplituda tych wahań nie zmienia się, to znaczy, że fale ani nie zmniejszają się, ani nie zwiększają się, mówimy, że samolot jest dynamicznie obojętny. Gdy fale wzrastają, to samolot jest podłużnie dynamicznie niestateczny, pomimo że jest stateczny statycznie.

Jak widzimy, stateczność statyczna samolotu jest koniecznym, ale niewystarczającym warunkiem jego stateczności dynamicznej.

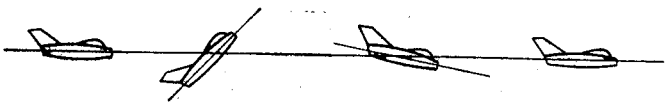
Z obserwacji toru lotu samolotu po zakłóceniu jego równowagi podłużnej możemy wnioskować nie tylko o jego stateczności dynamicznej, ale pośrednio także o stateczności statycznej. Aby samolot był dynamicznie

stateczny podłużnie, jego wahania muszą być tłumione. Głównym elementem tłumiącym takie wahania jest usterzenie wysokości.
Miernikiem tłumienia tego ruchu falowego, zwanego długookresowymi wahaniami fugoidalnymi, jest zmniejszenie amplitudy tego ruchu. Ponieważ dokładne określenie całkowitego zaniku wahań jest praktycznie niemożliwe, wobec istnienia stałych nieznacznych zakłóceń (a gdyby




*13.12. Przykład tłumienia wahań fugoidalnych*

nawet było możliwe — trwałoby zbyt długo), dlatego przyjęto tłumienie określać tzw. czasem połówkowym, tj. czasem potrzebnym do zmniejszenia amplitudy wahań do połowy (rys. 13.12). Żadne przepisy zdatności sprzętu lotniczego nie stawiają samolotom konkretnych wymagań, dotyczących pożądanych charakterystyk wahań długookresowych. Jest tak dlatego, że czas jednego okresu tych wahań* jest dostatecznie długi, aby pilot mógł ingerować sterami, nie czekając na samoczynną zmianę toru lotu przez samolot.
Oprócz wahań opisanych powyżej samolot, którego stan równowagi podłużnej został zakłócony, wykazuje także inne wahania. Są to wahania



*13.13. Schemat wahań samolotu wokół osi poprzecznej bez zmiany toru lotu*

krótkookresowe. Aby sobie je uświadomić, zróbmy upraszczające założenie, iż przebiegają one tak szybko, że nie zdążają zakłócić toru lotu, a zatem samolot waha się wokół swojej osi poprzecznej nie zmieniając toru lotu. W rzeczywistości wahania te nakładają się na tor lotu, lecz kształt toru można przy ich rozpatrywaniu zaniedbać.

* Dla samolotów sportowych czas jednego okresu wahań długookresowych mieści się w granicach 20—30 s.

Szczegółowe rozważania wahań krótkookresowych zaprowadziłyby nas daleko w zagadnienia dynamiki, zmusiłyby nas do operowania nie tylko momentem bezwładności samolotu, ale i dynamicznymi właściwościami usterzenia, a więc i jego odciążeniem masowym pod wpływem zmiennych przyspieszeń i innymi parametrami. Wykracza to daleko poza ramy tego podręcznika i wymaga znajomości matematyki i mechaniki na poziomie wyższej uczelni technicznej.

Tym niemniej wahania krótkookresowe mają istotne znaczenie dla mechaniki lotu, kształtują dynamiczne właściwości samolotu i nie sposób przynajmniej o nich nie wspomnieć.

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego kategorycznie wymagają, aby wahania te były silnie tłumione. Za silne tłumienie uważa się całkowity zanik wahania po upływie około 1÷1,5 okresu*.

**Stateczność dynamiczna boczna**

Ze względu na sprzężenie zjawisk związanych z przechylaniem i odchylaniem samolotu nie możemy w przebiegach dynamicznych wydzielić zagadnień stateczności poprzecznej i kierunkowej, lecz musimy je rozpatrywać łącznie jako stateczność boczną.

Gdy zaburzenie przechyli samolot na skrzydło, wówczas zacznie on wykonywać ześlizg. Zjawią się wtedy dwa ustateczniające momenty — jeden usiłujący doprowadzić samolot do położenia poziomego, dzięki jego stateczności statycznej poprzecznej, drugi — usiłujący ustawić płaszczyznę symetrii samolotu równolegle do wypadkowego kierunku strug powietrza, otrzymanego ze złożenia prędkości lotu i prędkości ześlizgu. Ten moment jest wynikiem stateczności kierunkowej samolotu.

Mogą teraz wytworzyć się dwie sytuacje. Jeżeli stateczność statyczna kierunkowa samolotu jest zdecydowanie większa od jego stateczności statycznej poprzecznej, to zanim moment poprzeczny zdąży doprowadzić samolot do położenia poziomego, silniejszy moment kierunkowy obróci samolot w kierunku ślizgu i wprowadzi go w lot wzdłuż spiralnego, coraz bardziej zacieśniającego się toru. Przypadek taki nazywamy niestatecznością spiralną.

Jeżeli natomiast stateczność statyczna poprzeczna będzie zdecydowanie większa od stateczności statycznej kierunkowej, to silny moment poprzeczny doprowadzi samolot do poziomego położenia, ale słaby moment kierunkowy nie zlikwiduje dostatecznie energicznie odchylenia samolotu od kierunku lotu. Samolot zareaguje na to przechyłem w przeciwną stronę, na co znów nie zdąży w pełni zareagować słaby moment kierunkowy. Samolot zacznie lecieć wzdłuż falistego kierunkowo toru z następującymi na przemian przechyleniami. Taki przypadek nazywamy niestatecznością holendrowania — od podobieństwa tego ruchu samolotu do „holendrowania" przez łyżwiarzy na lodzie**.

Można to osiągnąć przez odpowiedni dobór wzniosu skrzydeł oraz powierzchni usterzenia kierunku.

---

* Czas jednego okresu wynosi zwykle 1÷1,5 s.

** Uwaga: nie istnieją pojęcia odwrotne, tj. „stateczność spiralna" ani „stateczność holendrowania".

Pomimo że zagadnienie stateczności dynamicznej jest dostatecznie już dzisiaj znane, w wielu przypadkach nie udaje się osiągnąć pełnej stateczności dynamicznej w całym zakresie eksploatacji samolotu.
Większość samolotów sportowych jest nieznacznie niestateczna spiralnie. Miernikiem tej niestateczności jest czas odpowiadający podwojeniu przechyłu podczas zakręcania w spirali. Przepisy zdatności sprzętu lotniczego nie konkretyzują wymagań dotyczących stateczności bocznej dynamicznej. Zagadnienia form dynamicznej niestateczności bocznej, a w szczególności holendrowania występują jaskrawo w odniesieniu do samolotów o skośnych skrzydłach, a przy tym latających szybko na dużych wysokościach. Skrzydło skośne charakteryzuje się momentem ustateczniającym poprzecznie, zmiennym z kątem natarcia. Samolot taki leci na dużej wysokości ze stosunkowo małą prędkością przyrządową, lecz z dużą prędkością rzeczywistą*. W takich warunkach siły bezwładności samolotu są ogromne, gdyż zależą od dużych prędkości rzeczywistych, zaś tłumienia są małe, gdyż zależą od ciśnienia prędkości, a więc małych prędkości przyrządowych. Ponieważ ze wzrostem kąta natarcia skrzydła skośnego moment ustateczniający poprzecznie wzrasta, a tłumienie momentem kierunkowym przy małej prędkości przyrządowej maleje, zagadnienie niestateczności holendrowania występuje tu w jaskrawej formie.

## 13.3 STEROWNOŚĆ

Sterowność jest to zdolność samolotu do zmiany stanu równowagi w wyniku użycia sterów. Jest to zatem właściwość przeciwstawna stateczności statycznej. Przytoczona definicja jest bardzo ogólnikowa, gdyż przez pojęcie sterowności rozumie się także możliwość wykonywania samolotem zamierzonych manewrów. Podobnymi określeniami są tu manewrowość i zwrotność samolotu.
Istotą sterowności jest przede wszystkim skutek wywołany użyciem sterów. Z tego punktu widzenia sterowność, podobnie jak i stateczność, możemy podzielić na sterowność podłużną, sterowność poprzeczną i sterowność kierunkową.

### Sterowność podłużna

Wychodząc z założenia, że wychylenia steru wysokości powodują obrót samolotu wokół jego osi poprzecznej, najprostszym kryterium sterowności podłużnej powinno być:

$$\frac{d\delta_w}{d\omega_y} \quad \text{i} \quad \frac{dP_w}{d\omega_y}$$

gdzie:

$\omega_y$ — prędkość kątowa wokół osi poprzecznej $y$,
$\delta_w$ — kąt wychylenia steru wysokości,
$P_w$ — siła przyłożona do sterownicy.

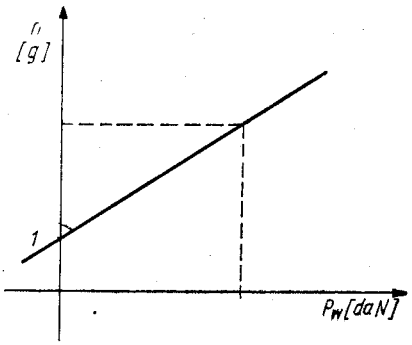
* Wobec małej gęstości powietrza.

Byłoby to jednak kryterium niewygodne praktycznie, gdyż wywołane pochylenie samolotu wiąże się ze zmianą kąta natarcia skrzydła, a to z kolei zmienia wartość siły nośnej poprzez zakrzywienie toru lotu (np. ku górze). Właśnie zależność przyrostu siły na sterownicy od przyrostu przyspieszenia normalnego*

$$\frac{dP_w}{dn_z}$$

stała się praktycznie powszechnie stosowanym kryterium sterowności podłużnej. Można więc powiedzieć, że im mniejszej potrzeba siły przyłożonej do sterownicy, aby spowodować wzrost przyspieszenia o jedną jego jednostkę, tym bardziej sterowny jest samolot (rys. 13.14).

Zależność $\frac{dP_w}{dn_z}$ wyznacza się przez wykonanie kolejnych wyrwań rozpoczynanych w ustalonym locie prostoliniowym bądź też przez wykonanie kolejnych ustalonych zakrętów o kolejno zwiększanym przyspieszeniu. Tak określona sterowność podłużna tylko w części obrazuje możliwości manewrowania samolotem. Dlatego przepisy zdatności sprzętu lotniczego




*13.14. Sterowność podłużna; zależność przyspieszenia od siły na sterownicy*

określają niezależnie wymagania ogólne i konkretne przypadki wymiarujące sterowność samolotu.

Według przepisów zdatności samolot ma być sterowny i zwrotny podczas startu, wznoszenia, lotu poziomego, lotu nurkowego aż do prędkości maksymalnej dopuszczalnej i podczas lądowania. Ponadto musi być możliwe płynne przechodzenie z jednego stanu lotu w drugi, a zwłaszcza szybki i łatwy powrót z lotu z małą prędkością do prędkości większej, odpowiadającej wyważeniu.

Przepisy precyzują także konkretne wymagania, związane z charakterystycznymi formami lotu, których spełnienie powinna zapewnić sterowność samolotu, a mianowicie:

— podczas rozbiegu powinno być możliwe uniesienie przedniego lub tylnego koła już przy prędkości $V = 0{,}8\ V_z$,

* Prostopadłego do płaszczyzny, wyznaczonej przez osie samolotu podłużną $x$ i poprzeczną $y$.

— w locie nie powinny wystąpić nadmierne siły na sterownicy steru wysokości* przy zmianie mocy od zdławionej do startowej przy $V \approx 1{,}3\ V_s$ ani podczas chowania klap przy $V = 1{,}5\ V_s$,
— wyrwanie do uzyskania dopuszczalnego przeciążenia nie może wymagać siły większej niż 27 daN, ale i nie mniejszej niż 9 daN**.

Jak szczegółowe są wymagania związane ze sterownością podłużną, może świadczyć wymaganie dotyczące tzw. zastępczego sterowania — np. w razie rozłączenia się napędu steru wysokości. Otóż przepisy zdatności wymagają, aby bez użycia steru wysokości, posługując się jedynie zwykłymi urządzeniami sterującymi płatowcem i silnikiem (np. klapką wyważającą i dźwignią mocy), kontrolować zaniżanie, zmniejszając stopniowo opadanie aż do $W = 0$ m/s.

Pojęcie sterowności poprzecznej jest stosunkowo najłatwiejsze do zrozumienia i wyobrażenia. Jest to po prostu zdolność samolotu do przechylania się w wyniku użycia lotek, przy czym im większą prędkość kątową udaje się uzyskać, tym lepsza jest sterowność.

Prędkość kątowa przechylania zależy od kąta wychylenia lotek i od siły, którą przykładamy do sterownicy, a zatem kryterium sterowności poprzecznej stanowią zależności:

$$\frac{d\delta_l}{d\omega_x} \quad \text{i} \quad \frac{dP_l}{dw_x}$$

gdzie:

$\omega_x$ — prędkość kątowa przechylania,
$\delta_l$ — kąt wychylania lotek,
$P_l$ — siła przyłożona do sterownicy.

W miarę przechylania maleje składowa pionowa siły nośnej, aby w położeniu nożnym (przechylenie 90°) zaniknąć. Zakłóca to obraz sterowności poprzecznej, na który nakłada się wiele innych właściwości samolotu. Dlatego określanie sterowności poprzecznej odbywa się przy względnie małych przechyłach. Praktycznie miarą sterowności poprzecznej jest czas potrzebny na przechylenie o 60°, tj. na przejście z przechylenia o 30° np. w lewo do przeciwnego przechylenia także o 30° np. w prawo. Oczywiście, czas ten jest różny dla różnych warunków wyjściowych i zależy od kątów wychylenia lotek i prędkości lotu.

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego dość ogólnie precyzują wymagania pod względem sterowności poprzecznej, narzucając jedynie wymienione powyżej kryterium czasu przechyłu jako:

30°/30° $\tau \leqslant 5$ s w konfiguracji przelotowej,
30°/30° $\tau \leqslant 4$ s w konfiguracji lądowania.

Innym jakościowym wymaganiem przepisów, dotyczącym jedynie samolotów dwusilnikowych, jest zapewnienie wystarczającej sterowności do pełnego panowania nad samolotem w razie awarii silnika przy prędkościach lotu równych lub większych niż $V_2$ (bezpieczna prędkość startu).

---

* Na wolancie 22,5 daN i na drążku sterowym 15,5 daN (odpowiednio 50 lb i 35 lb).
** Odpowiednio 60 lb i 20 lb.

**Sterowność kierunkowa**

Skutki wychylenia steru kierunku dotyczą nie tylko pojawienia się prędkości kątowej obrotu wokół pionowej osi samolotu (odchylania), ale także wpływają na przechylenia samolotu, a nawet na zmianę doskonałości płatowca, a więc pośrednio na prędkość opadania i prędkość lotu. Wyodrębnienie samej tylko zależności prędkości kątowej odchylenia od wychylenia steru kierunku jest niemożliwe. Dlatego sterowność kierunkową ocenia się praktycznie jako zdolność do wykonywania ślizgów ustalonych (bez zmiany kierunku), przy czym zależność stanowią kąt wychylenia steru i związana z nim siła na pedale oraz kąt ślizgu wyrażony kątem przechylenia samolotu.

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego wymagają, aby w ślizgach przyrosty wychylenia steru i przyrosty siły na pedale były stałe i stateczne ze wzrostem przechylenia, aż do uzyskania pełnego wychylenia steru lub maksymalnej dopuszczalnej siły na pedale (ok. 70 daN $\approx$150 lb), zależnie od tego, która z wielkości wystąpi wcześniej. Niedopuszczalna jest zmiana znaku siły na pedale, zwana gwarowo „wciąganiem" pedału.

Innym bardzo ważnym kryterium sterowności kierunkowej, związanym z samolotami dwusilnikowymi, jest zapewnienie panowania nad samolotem w razie awarii silnika, powodującej asymetrię ciągu.

W razie nagłej i niespodziewanej awarii silnika krytycznego sterowność kierunkowa musi zapewniać opanowanie samolotu i zachowanie lotu prostoliniowego przy prędkości nie mniejszej niż 1,2 $V_s$. Przy prędkości 1,4 $V_s$ musi być możliwe dokonywanie zmian kierunku bez przechyleń oraz wykonywanie zakrętów z przechyleniami 15° w obydwie strony, tj. w stronę silnika pracującego i w stronę silnika niepracującego. Użycie steru kierunku nie może przy tym wymagać nadmiernej siły na pedale (powyżej 70 daN) ani powodować nadmiernych trudności.

W nawiązaniu do zagadnienia sterowności kierunkowej omówienia wymaga pojęcie minimalnej prędkości sterownej. Jest to prędkość, przy której możliwe jest jeszcze panowanie nad samolotem w razie nagłej awarii silnika krytycznego. Przy prędkości tej pilot ma jeszcze możliwość przeciwstawienia się zmianom kierunku i uniknięcia bocznych przemieszczeń samolotu, używając steru kierunku i lotek, jednak tylko do przechyleń nie przekraczających 5°.

Pojęcie minimalnej prędkości sterownej jest bardzo ważne, gdyż od niej, podobnie jak od $V_S$ i $V_{MU}$* zależy dobór bezpiecznych prędkości podczas startu samolotu dwusilnikowego.

## 13.4 ZDOLNOŚĆ DO WYWAŻANIA

Z ogólnych wymagań dotyczących stateczności i sterowności samolotu wynika, że pilotowanie samolotu nie może być ani nadmiernie trudne, ani też nadmiernie uciążliwe.

* Patrz rozdział 12 p. 12.2.

O uciążliwości pilotowania samolotu decyduje obok wykonywania dużych, obszernych ruchów sterownicami, przede wszystkim użycie siły przez pilota. A zatem aby pilotaż był łatwy i nie męczący, pilot powinien używać siły jedynie do wykonywania zamierzonego manewru i nie angażować jej w ustalonych stanach lotu. Spełnieniu tych założeń służą urządzenia wyważające (rozdział 4). Przepisy zdatności sprzętu lotniczego zawierają następujące wymagania, jeśli chodzi o skuteczność tych urządzeń:

— samolot powinien dać się wyważyć podłużnie:

— w konfiguracji startowej, tj. z podwoziem wypuszczonym, klapami w położeniu startowym i z maksymalną mocą — na prędkość $V_2$, tj. bezpieczną prędkość startu,

— w konfiguracji przelotowej, tj. z podwoziem schowanym, klapami schowanymi i mocą potrzebną do lotu poziomego — w zakresie od 1,4 $V_S$ do 0,9 $V_{NO}$,

— w konfiguracji lądowania, tj. z podwoziem wypuszczonym i klapami w położeniu jak dla lądowania, samolot powinien dać się wyważyć w chwili podchodzenia po ścieżce schodzenia 5° oraz przy mocy całkowicie zdławionej na prędkość 1,5 $V_S$.

— Poprzecznie i kierunkowo samolot powinien być wyważony na mniejszą z dwu prędkości: 0,9 prędkości maksymalnej lotu poziomego lub $V_{NO}$.

— Poza wyważeniem, podczas startu, lądowania, odejścia na drugi krąg i lotu nurkowego do maksymalnej prędkości dopuszczalnej siły na sterownicach nie mogą być nadmierne.

Oddzielne wymagania stawia się samolotom dwusilnikowym w przypadku awarii silnika (asymetrii ciągu). Jeśli awaria ta nastąpi przy bezpiecznej prędkości startu $V_2$, to skuteczność urządzeń wyważających musi umożliwić:

— podłużnie: zredukowanie siły na sterownicy do zera,

— poprzecznie: zredukowanie siły na sterownicy do około 2,5 daN (5 lb),

— kierunkowo: zredukowanie siły na pedale do 9 daN (20 lb).

Z wymaganiami dotyczącymi zdolności samolotu do wyważenia wiążą się również wymagania dotyczące podatności samolotu na zmiany wyważania. Mianowicie nie mogą powodować nadmiernych sił na sterownicy (sił większych, niż można wywrzeć jedną ręką bez użycia urządzeń wyważających) następujące zmiany konfiguracji i mocy:

— wypuszczenie i chowanie klap przy prędkości lotu 1,4 $V_S$,

— przejście z mocy zdławionej do mocy startowej zarówno w konfiguracji gładkiej, jak i z klapami wypuszczonymi,

— chowanie klap z zachowaniem lotu poziomego i jednoczesnym zwiększeniem mocy aż do mocy startowej.

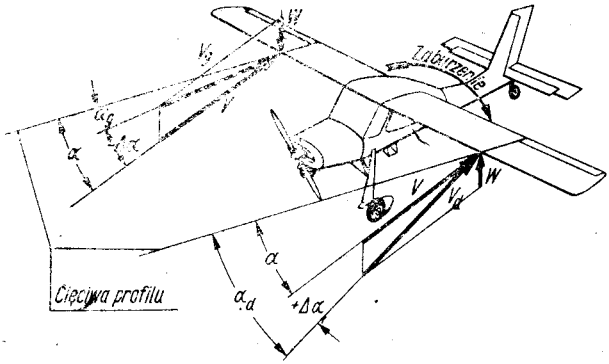
## 13.5 PRZECIĄGNIĘCIE

W dotychczasowych rozważaniach rozpatrywaliśmy siły działające na samolot w czasie lotu na kątach natarcia mniejszych niż kąt krytyczny.

Ponieważ w pewnych okolicznościach pilot może spowodować przekroczenie krytycznych kątów natarcia lub też dopuścić do tego, należy poświęcić kilka słów zachowaniu się samolotu w zakresie nadkrytycznych kątów natarcia. Nazywa się to przeciągnięciem samolotu.

Tak jak to opisano w rozdziale 3 p. 3.4. i przedstawiono na rysunku 3.18, zależność $c_z = f(\alpha)$ ma swoje maksimum, któremu odpowiada kąt natarcia, zwany krytycznym. Dalsze zwiększanie kąta natarcia poprzez ściąganie sterownicy* powoduje zmniejszanie współczynnika siły nośnej $c_z$, któremu towarzyszy spadek siły nośnej, oraz zwiększenie współczynnika oporu $c_x$, a więc łącznie gwałtowne zmniejszenie doskonałości. Jest to wynikiem rozwijającego się oderwania strug na skrzydle. Samolot w miarę ściągania sterownicy opuszcza przód, a zatem zachowuje się niestatecznie podłużnie. Jest to pierwszy i najważniejszy czynnik świadczący o przeciągnięciu.

W zakresie nadkrytycznych kątów natarcia samolot traci również swą stateczność poprzeczną. Zjawisko to wyjaśniono na rysunku 13.15, który ilustruje, jak zmieniają się kąty natarcia skrzydeł, kiedy zaburzenie przechyla w locie samolot. Skrzydło przechylające się w dół jest wtedy dodat-




*13.15. Zmiana kątów natarcia skrzydeł w wyniku przechylenia się samolotu*

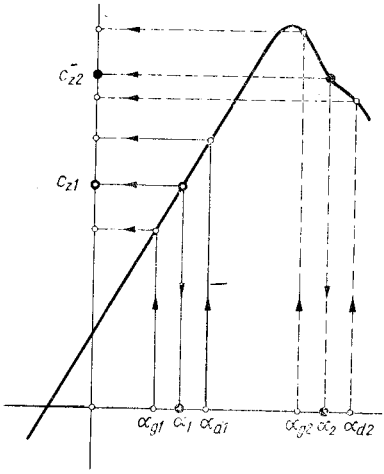
kowo opływane przez powietrze od dołu z prędkością $w$, skrzydło zaś przechylające się do góry jest z tą samą prędkością odmuchiwane dodatkowo od góry. Dodając prędkości $w$ do prędkości lotu $v$ otrzymujemy wypadkowe prędkości $v_d$ oraz $v_g$, które nie są już nachylone względem cięciwy skrzydeł pod jednakowym kątem $\alpha$, jak przed zaburzeniem, lecz na skrzydle przechylającym się w dół wypadkowa prędkość $v_d$ nachylona jest pod kątem $\alpha_d = \alpha + \Delta\alpha$, na skrzydle zaś przechylającym się do góry prędkość $v_g$ nachylona jest pod kątem $\alpha_g = \alpha - \Delta\alpha$.

Zaburzenie przechylające samolot wywołało więc zmianę kątów natarcia na skrzydłach, a mianowicie przyrost kąta natarcia na skrzydle przechy-

* Stąd nazwa: przeciągnięcie.

lającym się w dół i zmniejszenie się kąta natarcia na skrzydle przechylającym się do góry, czego wynikiem jest zmiana współczynników siły nośnej obu skrzydeł.

Jeżeli lot odbywa się na kącie natarcia mniejszym od kąta krytycznego (np. $\alpha_1$ na rys. 13.16), to wzrost kąta natarcia na skrzydle przechylającym się w dół wywołuje wzrost współczynnika siły nośnej tego skrzydła, zmniejszenie się zaś kąta natarcia na skrzydle przechylającym się do góry




*13.16. Wpływ zmiany kąta natarcia skrzydła na wartość jego współczynnika siły nośnej w zakresie pod- i nadkrytycznym*

wywołuje zmniejszenie się na nim współczynnika siły nośnej. Zmiana współczynników sił nośnych wywołuje więc zmianę sił nośnych na obu skrzydłach, a wraz z nią wytwarza moment przeciwdziałający przechylaniu się samolotu, czyli moment ustateczniający.

Przeciwna sytuacja powstaje, gdy lot odbywa się na kącie natarcia większym od krytycznego (np. $\alpha_2$ na rys. 13.16). Zwiększenie kąta natarcia na skrzydle przechylającym się w dół wywołuje wtedy zmniejszenie się na nim siły nośnej, zmniejszenie zaś kąta natarcia na skrzydle przechylającym się w górę wywołuje przyrost siły nośnej tego skrzydła, a więc tworzy moment powiększający przechylenie. Samolot jest już w tym przypadku niestateczny poprzecznie, bo po wytrąceniu z położenia równowagi obraca się samoczynnie dokoła swej osi podłużnej. Zjawisko to nazywa się autorotacją skrzydła.

Jak widać, doprowadzenie do przeciągnięcia prowadzi do chwilowej utraty panowania nad samolotem. Stanowi to istotne zagrożenie dla dalszego bezpiecznego lotu — zwłaszcza na małych wysokościach, np. tuż po starcie lub przed lądowaniem. Dlatego przepisy zdatności sprzętu lotniczego poświęcają zagadnieniu przeciągnięcia wiele uwagi.

Przede wszystkim wymaga się, aby przeciągnięcie nie następowało w sposób niespodziewany. Czynnikiem ostrzegającym jest zwykle trzepotanie (ang. *buffeting*) odczuwane jako drgania sterownicy i całego płatowca często wraz z efektami akustycznymi. Trzepotanie jest wynikiem dostawania

się usterzenia w strugi zakłóconego opływu za skrzydłami. Brak naturalnego ostrzeżenia o zbliżającym się przeciągnięciu może być zastąpiony ostrzeżeniem sztucznym, takim jak sztucznie wywołane drgania sterownicy, sygnał dźwiękowy lub świetlny. Sygnały te inicjuje dajnik umieszczony na skrzydle, reagujący na zmiany kąta natarcia. Istotne jest, aby ostrzeżenie następowało we właściwej chwili, było wyraźne i nie ustawało aż do chwili przeciągnięcia samolotu.

Charakterystycznymi rodzajami przeciągnięć, którym stawiane są zróżnicowane wymagania, są: przeciągnięcie statyczne w locie prostym i w zakręcie oraz przeciągnięcie dynamiczne.

Przeciągnięciem statycznym jest takie przeciągnięcie, do którego samolot zbliża się powoli. Za powolne zbliżanie uważa się zmniejszanie prędkości lotu w tempie powolnym, tj. co najwyżej 2 km/h w ciągu 1 s. W czasie tak wykonywanego przeciągnięcia samolot ma zachować sterowność poprzeczną i kierunkową aż do samego przeciągnięcia, przechył związany z przeciągnięciem ma nie przekraczać 15°, utrata wysokości ma być nie nadmierna, a samolot nie może mieć tendencji do samoczynnego wchodzenia w korkociąg. Te własności samolotu powinny być zapewnione zarówno w locie z mocą zdławioną, jak i z mocą zbliżoną do startowej, w konfiguracji gładkiej i w konfiguracji lądowania.

Podczas przeciągnięć w zakręcie musi występować ostrzeżenie, przechył towarzyszący przeciągnięciu nie może przekraczać 90°, utrata wysokości, oczywiście większa, nie może być nadmierna, a samolot nie może mieć tendencji do samoczynnego wchodzenia w korkociąg.

Przeciągnięcie dynamiczne to takie przeciągnięcie, do którego doprowadzono szybkim wychyleniem steru wysokości i które następuje przy prędkości większej od minimalnej, czemu towarzyszy dodatnie przyspieszenie. Wymaga się, aby podczas prób samolotów półakrobacyjnych przyspieszenie w chwili przeciągnięcia wynosiło 2 g, a dla samolotów akrobacyjnych 4 g. Od samolotu wymaga się, aby ostrzegał także przed dynamicznym przeciągnięciem i aby z takiego przeciągnięcia można go było bezpiecznie i bez nadmiernych trudności wyprowadzić.

## 13.6 KORKOCIĄG

Jeśli nie przeciwdziałać zjawisku autorotacji opisanej na początku tego podrozdziału, to samolot będzie się przechylał coraz bardziej odchylając się jednocześnie w kierunku przechylenia, ponieważ ze wzrostem kąta natarcia na skrzydle przechylającym się w dół wzrósł współczynnik oporu. Tak rozpoczyna się korkociąg.

W czasie korkociągu środek ciężkości samolotu porusza się wzdłuż spiralnego toru, samolot zaś obraca się dokoła prostej, będącej osią tej spirali (rys. 13.17).

Gdy w ustalonym korkociągu kąt $\delta$ pochylenia samolotu, który tworzy oś kadłuba z linią horyzontu, jest duży, np. $65 \div 75°$, wówczas korkociąg

nazywamy stromym, a gdy kąt ten jest mały, np. 30÷45°, korkociąg nazywamy płaskim.

Różnica między tymi dwoma rodzajami korkociągu polega także na tym, że promień spirali w korkociągu płaskim jest mniejszy niż w stromym, mniejsza jest również prędkość samolotu wzdłuż toru, większa natomiast prędkość kątowa obrotu.

Ustalony płaski korkociąg jest bardziej niebezpieczny od stromego, ponieważ większy w tym przypadku kąt natarcia i mniejsza prędkość wzdłuż toru wpływają na utratę skuteczności usterzenia wysokości i kierunku, przez co wyprowadzenie samolotu z tego korkociągu następuje z dużym opóźnieniem, a w krańcowych przypadkach w ogóle nie następuje (pilot musi ratować się za pomocą spadochronu).

O rodzaju wykonywanego przez samolot korkociągu pilot może orientować się z kierunku siły, którą w korkociągu musi wywierać na drążek sterownicy. W stromym, prawidłowym korkociągu pilot musi przytrzymywać drążek ściągnięty na siebie. Jest to sygnał, że usterzenie działa normalnie. W płaskim, niebezpiecznym korkociągu kąt natarcia usterzenia wysokości jest tak duży, że powoduje całkowite oderwanie od niego strug powietrza, ster ustawia się jak chorągiewka w strudze, przez co drążek sterownicy nie wymaga trzymania, lecz sam utrzymuje się w położeniu na siebie.

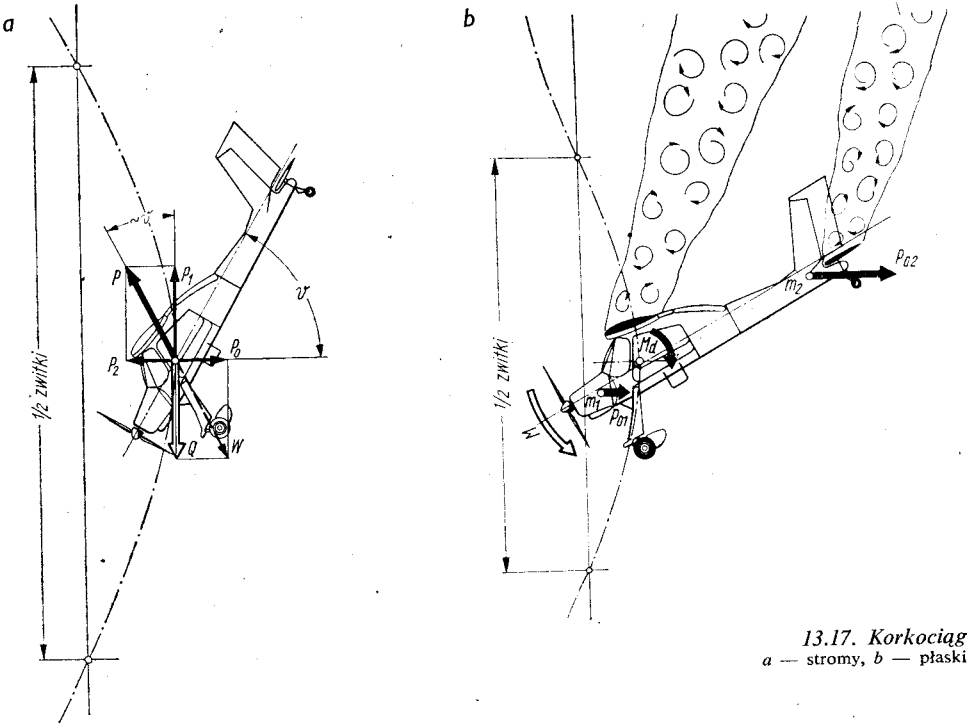
Na rodzaj wykonywanego przez samolot korkociągu istotny wpływ mają:

— położenie środka ciężkości samolotu,
— rozłożenie mas samolotu,
— usytuowanie i wielkość usterzeń,
— profil skrzydła,
— wychylenie sterów.

Omówimy te czynniki kolejno.

Położenie środka ciężkości samolotu ma przede wszystkim wpływ na łatwość wprowadzenia samolotu w korkociąg i wyprowadzania zeń. Im środek ciężkości jest bardziej przesunięty do tyłu, tym samolot łatwiej daje się wprowadzić, lecz trudniej wyprowadzić z korkociągu. Z tych też względów środek ciężkości samolotu nie powinien mieć zbyt tylnego położenia. Przy zbyt tylnych położeniach środka ciężkości wyprowadzenie samolotu z korkociągu jest trudne, a z zasady nie odbywa się w sposób normalny.

Rozłożenie poszczególnych mas samolotu ma silny wpływ na rodzaj wykonywanego korkociągu. Jeżeli poszczególne masy ($m_1$, $m_2$ na rys. 13.17) rozłożone są daleko od środka ciężkości samolotu, to w czasie obracania się samolotu w korkociągu wytwarzają one siły odśrodkowe, starające się nadać samolotowi bardziej płaskie położenie, a więc starające się wprowadzić samolot w korkociąg płaski. Takiemu oddziaływaniu sił, którego miarą jest zaznaczony na rysunku 13.17*a* moment dynamiczny $M_d$, przeciwdziała aerodynamiczny moment podłużny $M$, który stara się pochylić w dół nos samolotu, dążąc tym samym do zmniejszenia w korkociągu kąta natarcia samolotu. Moment ten jest tym większy, im większy jest zapas stateczności statycznej podłużnej danego samolotu, a więc zależy, jak już wiemy, od położenia środka ciężkości samolotu.




*13.17. Korkociąg*
*a* — stromy, *b* — płaski

Wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości i kierunku oraz ich położenie względem skrzydła ma wpływ na skuteczność usterzenia. Z powodu dużego kąta natarcia na skrzydle i usterzeniu wysokości występuje podczas korkociągu oderwanie strug. Oderwane ze skrzydła strugi mogą, w niekorzystnym przypadku, „zacieniać" usterzenia, oderwane zaś strugi z usterzenia wysokości zacieniają częściowo usterzenie kierunku i odwrotnie (rys. 13.17*b*). Im większe jest usterzenie, tym możliwość całkowitego jego zacienienia jest mniejsza, a więc mniej traci ono na skuteczności w korkociągu. Im większe więc są usterzenia, tym łatwiej można samolot wyprowadzić z korkociągu.

Różne profile mają różny przebieg zmiany współczynnika siły nośnej powyżej krytycznego kąta natarcia. Dla profilów grubszych współczynnik siły nośnej powyżej krytycznego kąta natarcia zmniejsza się stosunkowo łagodnie, dla profilów cieńszych — raczej gwałtownie. Samolot ze skrzydłem o profilu cienkim łatwiej więc wchodzi w korkociąg, ale najczęściej łatwiej także daje się z niego wyprowadzić.

Duży wpływ na rodzaj wykonywanego korkociągu ma między innymi kierunek wychylenia lotek. Dla płatowców o mniejszych rozpiętościach wychylenie lotek przeciwne do kierunku korkociągu ułatwia wprowadzenie w korkociąg i wpływa na jego szybsze ustalenie się, wychylenie natomiast zgodne z kierunkiem korkociągu wywołuje tendencję do rozpędzania się samolotu i przechodzenie w stromą spiralę.

W przypadku płatowców o dużych rozpiętościach — np. szybowców — zgodne wychylenie lotek z kierunkiem korkociągu wpływa na jego ustalenie się, niezgodne natomiast przeciwdziała korkociągowi.

Wysokość, którą traci samolot sportowy w ciągu jednej zwitki korkociągu, jest stosunkowo duża i wynosi około 100 — 150 m w korkociągu stromym oraz 50 do 100 m w korkociągu płaskim. Nie zamierzone wejście samolotu w korkociąg, zwłaszcza na małej wysokości, może prowadzić do katastrofy.

Ponieważ korkociąg jest zjawiskiem związanym z obrotami samolotu w locie w zakresie nadkrytycznych kątów natarcia, wyprowadzenie samolotu z korkociągu polega na:

— pełnym wychyleniu steru kierunku w stronę przeciwną do kierunku korkociągu (w celu zahamowania obrotu),

— „oddaniu" drążka sterowego od siebie z jednoczesnym doprowadzeniem lotek do położenia neutralnego (w celu zmniejszenia kąta natarcia), przy czym ważna jest podana powyżej kolejność czynności.

W przypadku korkociągu płaskiego, w czasie którego często płatowiec cyklicznie podnosi i opuszcza nos w dół, drążek należy oddać w czasie opuszczenia przez samolot nosa w dół, a więc w chwili zmniejszenia się kąta natarcia samolotu.

Urządzenia przeciwdziałające oderwaniu strug powietrza na grzbiecie skrzydła, jak np. skrzela, są urządzeniami utrudniającymi, a nawet uniemożliwiającymi wykonanie korkociągu.

Korkociąg jest przypadkiem krzywoliniowego ruchu samolotu, a więc oprócz ciężaru i wypadkowej siły aerodynamicznej działa wtedy na samolot również siła odśrodkowa $P_o$ (jak na rys. 13.17).

przybliżeniem, że wypadkowa siła aerodynamiczna $P$ jest równa sile nośnej $P_z$, widzimy, że w korkociągu:

$$Q = P_1 = P \cos \delta \approx P_z \cdot \cos \delta \tag{13.3}$$

a więc zdefiniowany w rozdz. 6 współczynnik przeciążenia osiąga w korkociągu wartość:

$$n = \frac{P_z}{Q} \approx \frac{1}{\cos \delta} \tag{13.4}$$

Wstawiając do tej zależności kąty pochylenia samolotu w korkociągu stromym i płaskim (podane w punkcie 13.2) otrzymujemy dla korkociągu:
— stromego $n = 2{,}2 \ldots 3{,}8$,
— płaskiego $n = 1{,}2 \ldots 1{,}4$.

Przepisy zdatności sprzętu lotniczego dotyczące samolotów lekkich stanowią następujące wymagania:
— przy żadnym z możliwych użyciu sterów samolot nie może dać się wprowadzić w nie kontrolowany (np. ustalony płaski) korkociąg,
— opóźnienie wyprowadzenia po wykonaniu 1 zwitki (lub po 3 s zależnie od tego, co trwa dłużej) nie może być większe niż 1 zwitka,
— wyprowadzenie, bez nadmiernej zręczności ze strony pilota, musi dać się wykonać bez przekraczania dopuszczalnej prędkości lotu i dopuszczalnego przeciążenia.

Od samolotów akrobacyjnych wymaga się, aby po dowolnej ilości zwitek* opóźnienie nie przekraczało 1,5 zwitki, a prędkość i przeciążenie podczas wyprowadzania mieściły się w granicach dopuszczalnych warunkami użytkowania.

## 13.7 AKROBACJA

Podczas wykonywania figur akrobacyjnych samolot porusza się ruchem krzywoliniowym, wykonując przy tym obroty wokół swych osi.

W lotach tych występują przyspieszenia liniowe lub odśrodkowe albo oba rodzaje przyspieszeń jednocześnie.

Poszczególne figury składają się z ruchu samolotu wzdłuż torów zakrzywionych w charakterystyczny sposób dla danej figury z jednoczesnym — ewentualnie — obrotem samolotu.

Figury dzielą się na normalne, gdy przyspieszenie przyciska pilota do fotela, oraz odwrócone — gdy przyspieszenie „wyrzuca" pilota z kabiny i pilot zwisa na pasach.

Z punktu widzenia mechaniki lotu akrobacja jest problemem złożonym, wykraczającym poza ramy niniejszego podręcznika. Dlatego dalsze nasze rozważania ograniczymy do kilku podstawowych manewrów i figur, a omawiając siły działające na samolot zaniedbamy oddziaływania ZSS,

* Wg przepisów brytyjskich BCAR-K należy w próbach przyjąć 3 lub 8 zwitek, wg amerykańskich przepisów FAR-23 — 6 zwitek.

aby nie komplikować zbytnio zagadnienia, tym bardziej że problem akrobacji wchodzi raczej w zakres nauki o zasadach pilotażu.

**Zakręt**

Siły działające w zakręcie omówiliśmy szczegółowo w rozdz. 6. Stwierdziliśmy tam, że do wykonania zakrętu w płaszczyźnie poziomej potrzebna jest większa moc niż do lotu poziomego, na tym samym kącie natarcia, i że wartość mocy zależy od kąta przechylenia $\varphi$ samolotu w zakręcie:

$$\cos\varphi = \sqrt[3]{\frac{N_p}{N_z}} \leqslant 1$$

Stwierdziliśmy również, że promień zakrętu (6.23)

$$R = \frac{v_z^2}{g \cdot \operatorname{tg}\varphi}$$

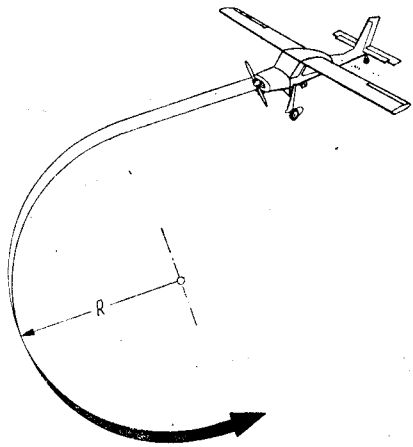
przy czym prędkość w zakręcie $v_z$ jest zawsze większa od prędkości lotu poziomego (6.20) w stosunku:

$$\frac{v_z}{v} = \sqrt{\frac{1}{\cos\varphi}} \geqslant 1$$

Z przytoczonych zależności możemy wyciągnąć kilka pouczających wniosków. Kąt przechylenia $\varphi$ samolotu w zakręcie może być tym większy (a więc cos $\varphi$ tym mniejszy), im rozporządzamy większym nadmiarem mocy ZSS ponad moc niezbędną do lotu poziomego. Dla każdego kąta natarcia oraz wysokości lotu można obliczyć największą wartość kąta przechylenia $\varphi_{max}$ z zależności:

$$\cos\varphi_{max} = \sqrt[3]{\frac{N_p}{N_r}}$$

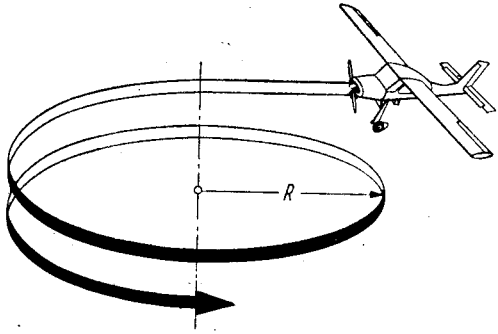
W czasie lotu z prędkością największą $v_{max}$ dla danego typu samolotu oraz na jego pułapie teoretycznym spełniony jest warunek $N_r = N_p$, a więc $N_p/N_r = 1$, w związku z czym największy kąt przechylenia samolotu $\varphi_{max} = 0$ i nie można wykonać zakrętu w płaszczyźnie poziomej.
Nie można również wykonać zakrętu w locie z prędkością najmniejszą $v_{min}$, ponieważ nie będzie mógł być spełniony warunek zależności (6.20). Dla każdego typu samolotu można obliczyć najmniejszy promień zakrętu $R_{min}$, który jest tym mniejszy, im większy jest kąt przechylenia samolotu $\varphi$, a więc im większy jest nadmiar mocy ZSS ponad moc potrzebną do lotu poziomego.
Z tego względu promień zakrętu $R = \infty$ w czasie lotu:
— z prędkością $v_{min}$,
— z prędkością $v_{max}$,
— na pułapie teoretycznym.
Na rysunku 13.18 (oraz na następnych podobnego typu w tym rozdziale) ruch samolotu w przestrzeni wykonywany w omawianej figurze przedstawiliśmy poglądowo, perspektywicznie za pomocą wstęgi obrazującej kolejne położenie skrzydeł samolotu, przy czym jasna strona wstęgi określa górną powierzchnię skrzydeł, natomiast ciemna — ich dolną powierzchnię.




*13.18. Zakręt*

**Spirala**

Spiralą nazywamy długotrwały zakręt, wykonywany z przymkniętą przepustnicą silnika, w związku z czym samolot traci wysokość w celu zrekompensowania niedoboru mocy ZSS, potrzebnej do wykonywania zakrętu w płaszczyźnie poziomej.




*13.19. Spirala*

Na rysunku 13.19 przedstawiono poglądowo ruch samolotu w spirali. Ponieważ spirala jest zakrętem, obowiązują w niej zasady omówione w rozdziale 6.

**Górka***

Górka jest stromym, ale krótkotrwałym wznoszeniem samolotu.
Na rysunku 13.20 przedstawiono schematycznie tor lotu oraz siły działające na samolot w kolejnych stadiach górki.
Wykonywanie górki pilot rozpoczyna przez energiczne ściągnięcie drążka w szybkim locie poziomym. Zwiększenie kąta natarcia zwiększa siłę

* Górka jest figurą akrobacyjną dawniej zwaną „świecą".

nośną, tak że jej nadwyżka ponad ciężar samolotu odchyla tor lotu ku górze, wywołując tym samym pojawienie się siły odśrodkowej $P_o$.
Na tym etapie górki (punkt $A$ na rys. 13.20) równowagę sił działających na samolot można więc wyrazić zależnościami:

$$P_z = Q_1 + P_o$$

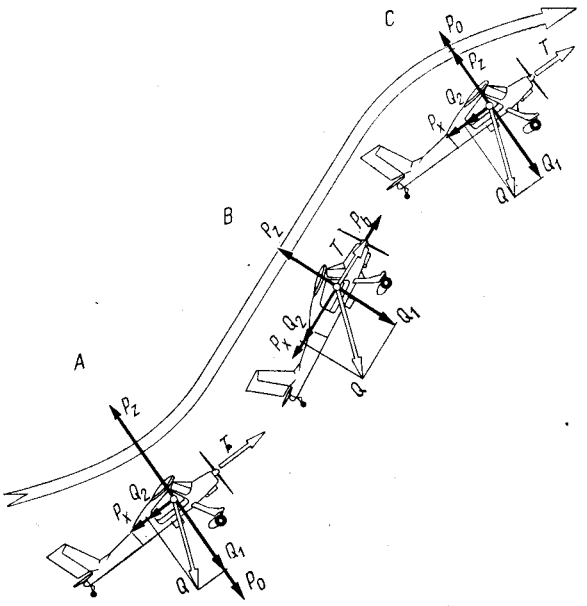
$$T = Q_2 + P_x$$

gdzie:
$Q_1$ — składowa ciężaru samolotu prostopadła do toru lotu,
$Q_2$ — składowa ciężaru samolotu równoległa do toru lotu.
W punkcie $B$ górki, to jest w czasie chwilowego lotu samolotu po torze prostym, nachylonym przeważnie do ziemi pod kątem $\gamma \approx 50 \ldots 55°$, zanika siła odśrodkowa $P_o$, ale pojawia się siła bezwładności $P_b$, w związku ze zmniejszającą się prędkością lotu samolotu w miarę nabierania wysokości. Równowagę sił można w tym przypadku wyrazić zależnościami:

$$P_z = Q_1$$

$$T + P_b = Q_2 + P_x$$

Po osiągnięciu w górce wysokości, na której prędkość zmniejszyła się na tyle, że jej dalsze kontynuowanie grozi „zwaleniem" się samolotu (punkt $C$ na rys. 13.20), pilot energicznie oddaje drążek, zmniejszając w ten sposób kąt natarcia, w wyniku czego tor lotu zakrzywia się do kierunku równoległego w przybliżeniu do ziemi. Pojawia się, oczywiście, jednocześnie




*13.20. Siły działające na samolot w czasie wykonywania górki*

siła odśrodkowa $P_o$ „wspomagająca" tym razem siłę nośną. W tym punkcie górki równowagę sił działających na samolot wyrażają zależności:

$$P_z + P_o = Q_1$$

$$T = Q_2 + P_x$$

Współczynnik przeciążenia $n$ w górce osiąga swą największą wartość w chwili rozpoczynania figury, najmniejszą zaś w chwili jej kończenia. Współczynnik ten można obliczyć — tak samo jak przy wyrwaniu — za pomocą zależności (6.16)

$$n = 1 \pm \frac{v_{św}^2}{g \cdot R}$$

gdzie:

znak „+" dotyczy rozpoczynania manewru,
znak „−" kończenia manewru,
$v_{św}$ — prędkość samolotu w danym stadium górki,
$R$ — promień krzywizny toru.
Najczęściej podczas wykonywania górki $n \approx 3$.

**Wyrwanie**

W rozdziale 6 omówiliśmy dwa przypadki występujące w locie nurkowym, a mianowicie:
— lot z prędkością graniczną $v_n$,
— siły działające na samolot w najniższym punkcie toru wyrwania.
W czasie wprowadzania i wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego występują — oczywiście — także sytuacje pośrednie (rys. 13.21).
Wprowadzenie w lot nurkowy wykonuje się najczęściej z lotu poziomego przez:
— przymknięcie przepustnicy silnika,
— oddanie drążka sterownicy w celu zmniejszenia kąta natarcia.
Samolot przechodzi wtedy z lotu poziomego w lot po torze łukowym w kierunku ziemi z rosnącą prędkością. Pojawiają się, oczywiście, siła odśrodkowa $P_o$ oraz bezwładności $P_b$, a równowagę sił na przykład w punkcie $A$ (rys. 13.21) wyrażają zależności:

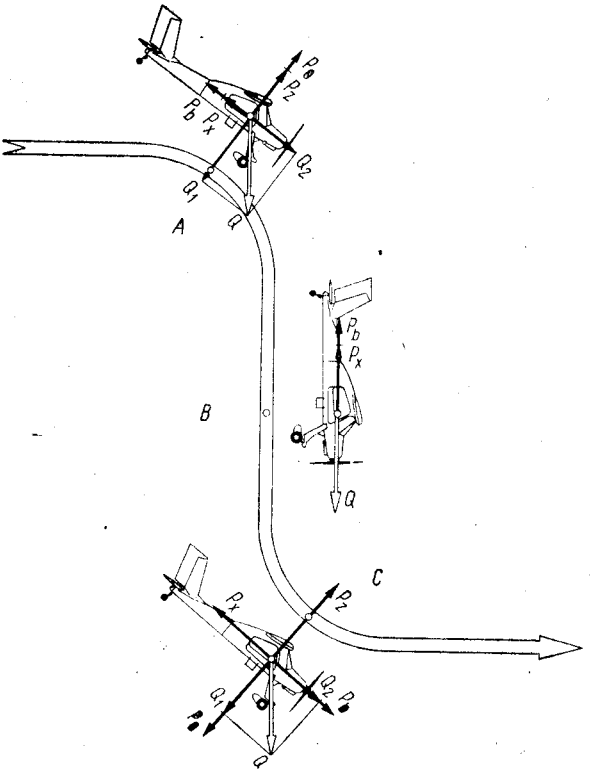
$$P_z + P_o = Q_1$$

$$P_x + P_b = Q_2$$

Gdy tor lotu przyjmie kierunek prostopadły do ziemi ($B$ na rys. 13.21), równowagę sił — dopóki wzrasta prędkość samolotu — określą zależność:

$$P_x + P_b = Q$$

Gdy samolot osiąga swą prędkość graniczną $v_n$ i jego prędkość już dalej nie wzrasta, znika siła bezwładności.
Jeżeli samolot nie jest wyposażony w hamulce aerodynamiczne, zmniejszające jego prędkość graniczną do największej prędkości dopuszczalnej dla danego typu samolotu, pilot nie dopuszcza do przekroczenia tej prędkości i wyprowadza samolot z lotu nurkowego ściągnięciem drążka sterownicy w celu zwiększenia kąta natarcia.




*13.21. Siły działające na samolot w locie nurkowym i wyrwaniu*

Wywołany tym przyrost siły nośnej wprowadza samolot w lot po torze łukowym z malejącą w tym przypadku prędkością z powodu jednoczesnego zwiększenia oporu samolotu. Zmianie prędkości i kierunku lotu towarzyszą siły odśrodkowa i bezwładności, a równowagę sił np. w punkcie *C* (rys. 13.21) określają zależności:

$$P_z = Q_1 + P_o$$

$$P_x = Q_2 + P_b$$

W przeciwieństwie do górki współczynnik przeciążenia osiąga w tej figurze największą wartość w najniższym punkcie toru wyrwania, najmniejszą zaś — w chwili wprowadzenia do lotu nurkowego. Współczynnik $n$ można obliczyć z zależności:

$$n = 1 \pm \frac{v^2}{g \cdot R}$$

gdzie:

znak „−" dotyczy wprowadzenia do lotu nurkowego,

znak „+" — wprowadzenia do wyrwania,

$v$ — prędkość samolotu,

$R$ — promień krzywizny toru lotu.

W pionowym locie nurkowym ze stałą prędkością graniczną $v_n$ współczynnik przeciążenia samolotu $n = 0$, bo wtedy siła nośna $P_z = 0$. Pod wpływem działania jednak przyspieszenia ziemskiego pilot „wisi" na pasach i ma tendencję do opadnięcia na tablicę przyrządów.

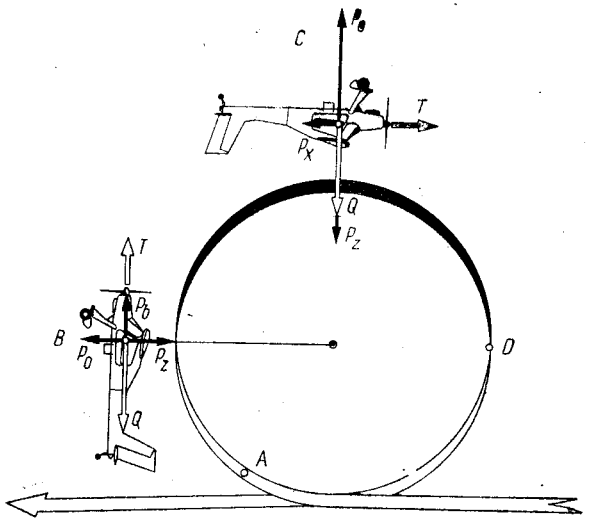
Prędkości osiągane przez samoloty w locie nurkowym są zazwyczaj duże i dlatego stosunkowo łatwo można przez energiczne ściągnięcie drążka osiągnąć współczynniki przeciążenia o dużych wartościach, sięgających dopuszczalnych wartości dla danego typu płatowca:

$$n \approx 5...6$$

**Pętla**

Pętla jest najstarszą figurą akrobacji lotniczej. Samolot porusza się w niej w płaszczyźnie pionowej wzdłuż toru zbliżonego do koła, jak na rysunku 13.22.

Wykonywanie pętli pilot rozpoczyna najczęściej z szybkiego lotu poziomego przy pełnym otwarciu przepustnicy silnika, ściągając drążek sterownicy w celu zwiększenia kąta natarcia.




*13.22. Siły działające na samolot w czasie wykonywania pętli*

Podobnie jak w przypadku górki, zwiększenie siły nośnej zakrzywia tor ku górze, przez co pojawia się siła odśrodkowa $P_o$, a równowagę sił np. w punkcie $A$ wyrażają identyczne zależności jak w punkcie $A$ górki. W miarę nabierania przez samolot wysokości tor lotu staje się coraz bardziej stromy, a prędkość samolotu zmniejsza się, przez co pojawia się siła bezwładności

$P_b$. Równowagę sił w punkcie $B$ toru, w którym styczna do toru przyjęła kierunek prostopadły do ziemi, wyrażają zależności:

$$P_z = P_o$$

$$P_x + Q = T + P_b$$

Jeżeli prędkość, z jaką pilot rozpoczął wykonywanie pętli, była dostatecznie duża, samolot osiąga punkt szczytowy pętli $C$ z prędkością wystarczającą, aby siła odśrodkowa $P_o$ zrównoważyła zarówno ciężar samolotu, jak i siłę nośną, która skierowana jest w dół, ze względu na to, że samolot osiąga punkt $C$ w pozycji odwróconej. Równowagę sił w szczytowym punkcie pętli wyrażają zależności:

$$P_z + Q = P_o$$

$$P_x = T$$

Minąwszy punkt szczytowy pętli pilot oddaje drążek sterownicy w celu zmniejszenia kąta natarcia, przymyka przepustnicę silnika i przechodzi w lot nurkowy, wyprowadzając samolot — poczynając od punktu $D$ — podobnie jak podczas wyrwania.

Kształt pętli nie jest idealnym kołem, lecz krzywą „wyciągniętą" do góry. Jest to wynikiem zmniejszania się prędkości lotu w miarę nabierania przez samolot wysokości, co prowadzi do zmniejszenia się promienia krzywizny toru w celu zachowania równowagi: sił aerodynamicznych i masowych oraz ciągu śmigła.

W razie rozpoczynania pętli z niewystarczającą prędkością, w punkcie szczytowym pętli prędkość lotu może spaść do takiej małej wartości, że pilot zawiśnie na pasach, a samolot zwali się przechodząc w stromy lot nurkowy.

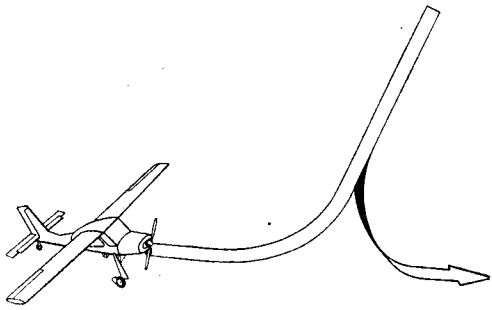
Współczynnik przeciążenia w pętli osiąga duże wartości dwukrotnie: w chwili rozpoczynania pętli i w czasie jej kończenia. W obu przypadkach można go obliczyć z zależności podanej przy omawianiu wyrwania. Najmniejszą wartość osiąga w punkcie szczytowym pętli. W prawidłowo wykonanej pętli współczynnik przeciążenia

$$n \approx 3...4$$

**Ślizg na ogon**

Figurę tę rozpoczyna się podobnie jak pętlę. Przy odpowiednio dużej prędkości lotu poziomego pilot ściągnięciem drążka wprowadza samolot w lot wznoszący z malejącą prędkością w miarę nabierania wysokości. W chwili gdy tor lotu przyjmuje kierunek prostopadły do ziemi, pilot wycofuje drążek sterownicy do neutrum, a samolot aż do całkowitej utraty prędkości wznosi się jeszcze przez pewien czas pionowo, następnie „ześlizguje" się na ogon, „zwalając" się jednocześnie w lot nurkowy „przez łeb" lub „przez plecy" (rys. 13.23), zależnie od kierunku wychylenia przez pilota steru wysokości w chwili „ześlizgu".

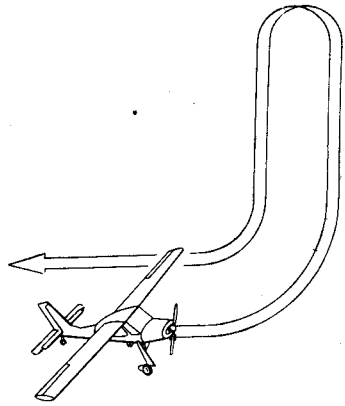
Ponieważ ślizg na ogon jest figurą w pewnym sensie złożoną z początkowej fazy pętli oraz wyrwania, nie jest konieczne oddzielne omówienie sił działających w tej figurze na samolot.



*13.23. Ślizg na ogon "przez łeb„*

**Przewrót**

Nazwę tę nosi figura będąca kombinacją pierwszej i czwartej „ćwiartki" pętli, połączonych „na szczycie" za pomocą obrotu samolotu dokoła osi pionowej. Schemat wykonywania przewrotu pokazano na rysunku 13.24.

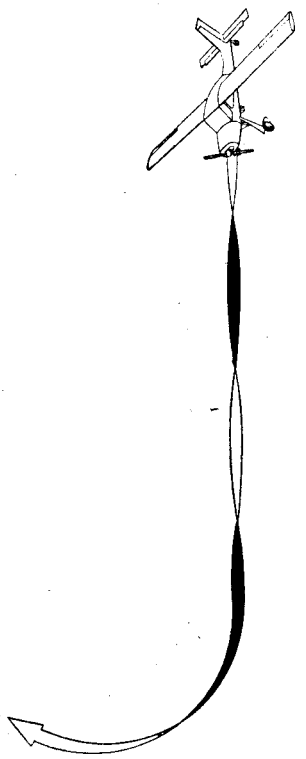


*13.24. Przewrót*

**Korkociąg**

W punkcie 13.6 omówiliśmy szczegółowo zjawisko korkociągu, który zaliczany jest do figur akrobacji. Na rysunku 13.25 pokazano przebieg korkociągu według przyjętego w tym rozdziale schematu.

Korkociągowi jako figurze akrobacji stawia się szczególne wymagania. Ma się on zacząć wprowadzeniem z lotu dokładnie poziomego, obejmować założoną i określoną liczbę zwitek i zakończyć choćby krótkim odcinkiem pionowym, a następnie wyprowadzeniem do lotu poziomego.



*13.25. Korkociąg*

**Beczka**

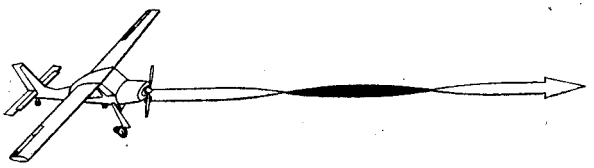
Figura ta polega na wykonaniu w locie poziomym obrotu samolotem dokoła jego osi podłużnej. Obrót ten może być wywołany autorotacją skrzydła, podobnie jak w korkociągu, albo może być „wysterowany" przez pilota.

Z tego punktu widzenia beczki dzielą się na:

— autorotacyjne,

— sterowane.

W beczce autorotacyjnej obrót samolotu jest szybki, a środek ciężkości samolotu porusza się wzdłuż poziomego toru spiralnego o małym promieniu. Natomiast w beczce sterowanej obrót samolotu jest powolny, a środek ciężkości samolotu porusza się w przybliżeniu wzdłuż prostej.

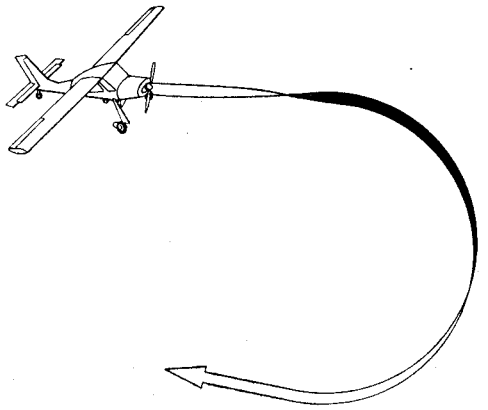


*13.26. Beczka*

Schemat wykonywania beczki przedstawiono na rysunku 13.26. Omówienie sił działających na samolot w beczce wykracza poza ramy niniejszego podręcznika. Wspomnimy jedynie, że przeciążenie w beczce autorotacyjnej jest większe niż w sterowanej i zwykle osiąga $n \approx 3{,}5 \div 4{,}5$.

**Wywrót**

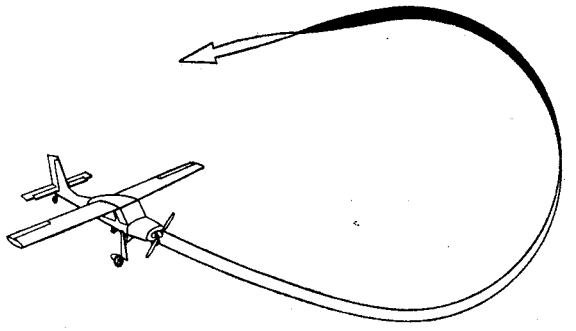
Schemat wywrotu przedstawiono na rysunku 13.27. Figura ta składa się z połączenia półbeczki z półpętlą. W związku z tym, że — jak wspomnieliśmy w poprzednim punkcie — beczka może być autorotacyjna— szybka lub sterowana, rozróżniamy wywroty:
— szybkie i
— sterowane,
zależnie od sposobu wykonywania półbeczki.
Współczynnik przeciążenia w czasie wykonywania wywrotu $n \approx 2{,}5 \ldots 3$



*13.27. Wywrót*

**Zawrót**

Schemat zawrotu przedstawiono na rysunku 13.28. Składa się on z połączenia półpętli z półbeczką, dając podobnie jak wywrót zmianę kierunku



*13.28. Zawrót*

lotu samolotu o 180°. Ponieważ wykonując zawrót samolot jednocześnie zyskuje na wysokości — w przeciwieństwie do wywrotu, który związany jest z utratą wysokości — figura ta uchodziła niegdyś za jedną z najważniejszych w walce powietrznej.
Współczynnik przeciążenia w czasie wykonywania zawrotu jest nieco większy niż w normalnej pętli, a mianowicie $n \approx 4{,}5$.

## Rozdział 14

# OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU

### 14.1

### OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI

Samolot może być bezpiecznie użytkowany wtedy, kiedy obsługują go i pilotują ludzie kompetentni, w określonych warunkach i w określony sposób, zgodnie z jego przeznaczeniem. Przestrzeganie tych zasad zapewni wytrzymałość samolotu, uzyskanie osiągów samolotu podanych w świadectwie zdatności oraz zachowanie prawidłowych własności lotnych.
Liczne ograniczenia użytkowania samolotów, takie jak np. wymagania dotyczące materiałów pędnych, ograniczenia niektórych parametrów pracy silników itp., nie są związane z aerodynamiką i mechaniką lotu, dlatego w tym rozdziale omówiono tylko ograniczenia, które wynikają z aerodynamiki i mechaniki lotu lub są z nimi związane. Są to: ograniczenia prędkości, ograniczenie przeciążeń, ograniczenie ciężaru i położenie środka ciężkości.
Przestrzeganie ograniczeń wynikających z definicji prędkości jest czynnikiem warunkującym wystarczającą wytrzymałość samolotu i jego poprawne własności lotne. Definicje tych charakterystycznych prędkości lotu brzmią następująco:

— $V_{NE}$ — **maksymalna dopuszczalna prędkość lotu** (ang. never exceed speed). Jest to największa prędkość, z jaką można wykonywać lot w spokojnym powietrzu. Prędkość ta zapewnia jeszcze bezpieczeństwo, ponieważ od określonej przez konstruktora prędkości lotu nurkowego ($V_D$) i prędkości lotu nurkowego sprawdzonej podczas prób w locie ($V_{DF}$) dzieli ją jeszcze pewien margines.

— $V_{NO}$ — **prędkość użyteczna, normalnego użytkowania** (ang. normal operating speed). Jest to prędkość, do jakiej nie przewiduje się ograniczeń użytkowania samolotu zgodnie z jego przeznaczeniem. Prędkość ta może być przekraczana, ale tylko podczas lotu w spokojnym powietrzu i przy zwiększonej ostrożności w pilotowaniu samolotu.

— $V_A$ lub $V_{RA}$ — prędkość brutalnego sterowania ($V_A$) oraz prędkość lotu w burzliwej atmosferze ($V_{RA}$). Do tej prędkości ani maksymalne wychylenie steru wysokości, ani wystąpienie maksymalnego pionowego podmuchu nie spowodują przekroczenia dopuszczalnych obciążeń samolotu.

Ponadto podane niżej prędkości powinny być określone w warunkach użytkowania samolotu i przestrzegane ze względów wytrzymałościowych i ze względu na charakterystyki odpowiednich instalacji:

— maksymalna prędkość wychylenia klap i lotu z wychylonymi klapami,

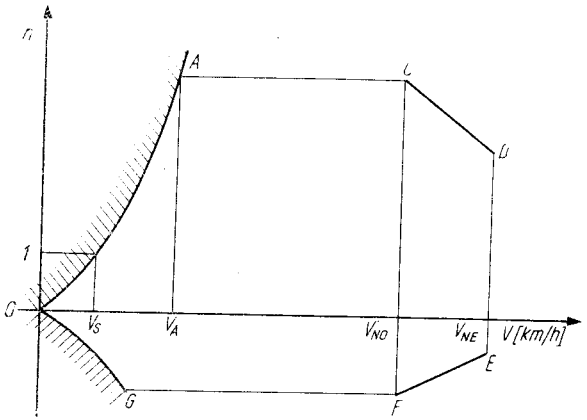
— maksymalna prędkość wypuszczania podwozia i lotu z wypuszczonym podwoziem,

— maksymalna prędkość chowania podwozia.

## 14.2

## OGRANICZENIA PRZECIĄŻEŃ

Ze względów wytrzymałościowych ogranicza się nadmierne przeciążenia samolotu przez wyznaczenie współczynnika obciążenia dopuszczalnego $n_{dop}$ dla przyspieszeń dodatnich i ujemnych. Przyspieszenia nie przekraczające dopuszczalnych nie mogą powodować trwałych odkształceń




*14.1. Krzywa wyrwania*

konstrukcji samolotu ani tym bardziej jakichkolwiek jej uszkodzeń. Margines bezpieczeństwa stanowi współczynnik bezpieczeństwa $\mu$ (mi) i dopiero $n_{dop} \cdot \mu$ wyznacza obciążenie niszczące dla samolotu. W zakresie przyspieszeń większych od dopuszczalnych, a mniejszych od niszczących należy się liczyć z trwałymi odkształceniami konstrukcji.

Obwiednię użytkowania przedstawia sobą tzw. krzywa wyrwania, której poglądowy przykład przedstawiono na rysunku 14.1.

Warto zwrócić uwagę, że linie O—*A* (dla przyspieszeń dodatnich) i O—G (dla przyspieszeń ujemnych) stanowią ograniczenia wynikające z krytycznego kąta natarcia skrzydła i przekroczenie ich jest niemożliwe. Wszystkie pozostałe linie *A*—*C*—*D*—*E*—*F*—*G* stanowią ograniczenia umowne, a przekroczenie ich jest wprawdzie niedopuszczalne, ale możliwe.

## 14.3

## OGRANICZENIA CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Załadowanie samolotu, nie tylko pod względem ilości ale i rozmieszczenia ładunku, ma istotny wpływ zarówno na wytrzymałość samolotu, jak i na jego osiągi i własności lotne.

Wytrzymałość płatowca jest zapewniona aż do obciążenia będącego iloczynem ciężaru i współczynnika obciążenia dopuszczalnego. Jeżeli zatem ciężar wzrośnie ponad określony warunkami użytkowania, to albo zostanie przekroczone obciążenie samolotu, albo zostanie obniżony współczynnik obciążenia dopuszczalnego.

Rozpatrzymy to na prostym przykładzie liczbowym.

— maksymalny dopuszczalny ciężar samolotu 1800 daN

— współczynnik obciążenia dopuszczalnego 3,5

— maksymalne obciążenia płatowca $1800 \times 3{,}5 = 6300$ daN

Jeśli przeładowalibyśmy samolot o 300 daN, tj. jego ciężar wyniósłby 2100 daN, to:

— w razie osiągnięcia przyspieszenia 3,5 g obciążenie płatowca wyniosłoby 7350 daN (zamiast 6300 daN, tj. o 16,7% więcej) lub też

— współczynnik obciążenia dopuszczalnego wyniósłby 3 (zamiast 3,5), tj. każde przyspieszenie powyżej 3 g byłoby już niebezpieczne dla konstrukcji płatowca.

Przeprowadzona kalkulacja dotyczy zarówno manewrów wywołujących przyspieszenia, jak i obciążeń płatowca od podmuchów. Podobnie zostaje obniżana również wytrzymałość samolotu podczas lądowania.

Innym istotnym wpływem przeciążenia samolotu jest zagadnienie nacisków na podłogi pomieszczeń bagażowych, bezpieczeństwo mocowania bagażu itp.

Wpływ przeciążenia samolotu na jego osiągi jest oczywisty i został szczegółowo omówiony w rozdziale 9. Tu trzeba jedynie przypomnieć, że przekroczenie maksymalnego ciężaru samolotu powoduje wydłużenie jego startu i lądowania oraz obniżenie pułapu, a przede wszystkim zmniejszenie prędkości wznoszenia. Istotne znaczenie ma również zwiększenie prędkości minimalnych, a przede wszystkim prędkości przeciągnięcia. Niekorzystne skutki przeciążenia samolotu widoczne są najwyraźniej na przykładzie lotu w razie awarii krytycznego silnika (w przypadku samolotów dwu- i wielosilnikowych). Niespełnienie wymogu możliwości kontynuowania lotu może prowadzić do konieczności natychmiastowego przymusowego lądowania.

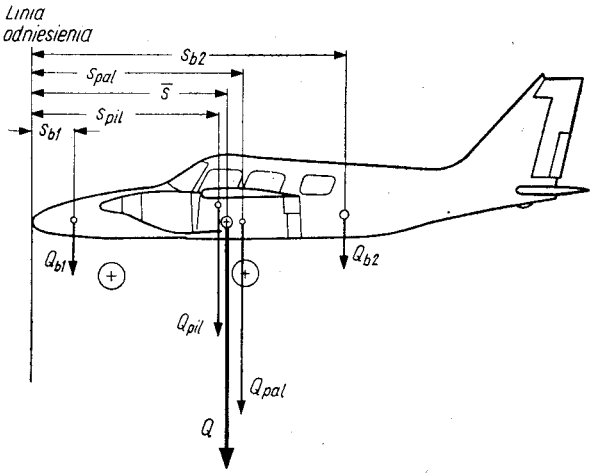
Z podanych wyżej względów w instrukcji użytkowania samolotu muszą być podane co najmniej następujące ograniczenia ciężarowe:
— maksymalny ciężar samolotu do startu,
— maksymalny ciężar samolotu do lądowania,
— maksymalny ciężar samolotu bez paliwa*.
To ostatnie ograniczenie chroni samolot przed nierozważnym załadowaniem (np. zabraniem nadmiaru pasażerów zamiast pewnej ilości paliwa) i zapewnia poprawny rozkład obciążeń.
Nie mniej ważne znaczenie jak ciężar ładunku ma jego rozmieszczenie w zrozumieniu wpływu na położenie środka ciężkości samolotu. Wzajemne położenie środka ciężkości samolotu i środka równowagi obojętnej decyduje o stateczności podłużnej (p. rozdz. 13). Nadmierne przesunięcie środka ciężkości samolotu ku tyłowi pogarsza stateczność podłużną i niektóre inne własności lotne (przeciągnięcie, korkociąg), zaś nadmierne przednie położenie środka ciężkości pogarsza sterowność podłużną i zdolność do wyważania. Dlatego kolejnymi ograniczeniami związanymi z załadowaniem samolotu są:
— skrajne tylne położenie środka ciężkości,
— skrajne przednie położenie środka ciężkości.
Tylko w razie załadowania samolotu zapewniającego położenie środka ciężkości w dopuszczalnym zakresie poprawne własności lotne są zapewnione.
Bardzo wiele samolotów w razie zapełnienia wszystkich miejsc pasażerskich, pomieszczeń bagażowych i zbiorników paliwa zostaje przeciążanych, a położenie ich środka ciężkości wychodzi przy tym poza dopuszczalny zakres. Dlatego zawsze w instrukcjach użytkowania znajdują się nie tylko ograniczenia dotyczące załadowania, ale i wskazówki o sposobie określania ciężaru samolotu i położenia jego środka ciężkości.
Położenie środka ciężkości samolotu załadowanego określa się poprzez zsumowanie momentów siły ciężkości samolotu pustego i poszczególnych elementów ładunku względem przyjętej linii odniesienia i podzielenie otrzymanej sumy przez ciężar całkowity

$$\frac{\Sigma Q_n \cdot l_n}{Q} = l$$

W wyniku otrzymujemy odległość środka ciężkości samolotu od tej linii odniesienia. Linia odniesienia może być przyjęta dowolnie, ale najwygodniej jest przyjmować ją albo jako linię pionową styczną do najbardziej do przodu wysuniętej części samolotu, albo jako linię pionową styczną do krawędzi natarcia średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła samolotu. W pierwszym przypadku ramię charakteryzujące położenie środka ciężkości samolotu nazywamy indeksem**, w drugim przypadku mówimy wprost o położeniu środka ciężkości samolotu względem średniej cięciwy aerodynamicznej określając je w procentach tej cięciwy (% *SCA*).

---

* Ang. *Maximum zero fuel weight.*
** Indeks samolotu pustego nazywa się indeksem wyjściowym, a samolotu przygotowanego do lotu — indeksem końcowym.




*14.2. Położenie środka ciężkości samolotu*

Aby określić masę startową samolotu, należy zsumować przykładowo podane niżej pozycje:
— masa samolotu pustego,
— pilot,
— pasażer obok pilota,
— pasażerowie w środkowym rzędzie,
— pasażerowie w tylnym rzędzie,
— bagaż w przednim bagażniku,
— paliwo.

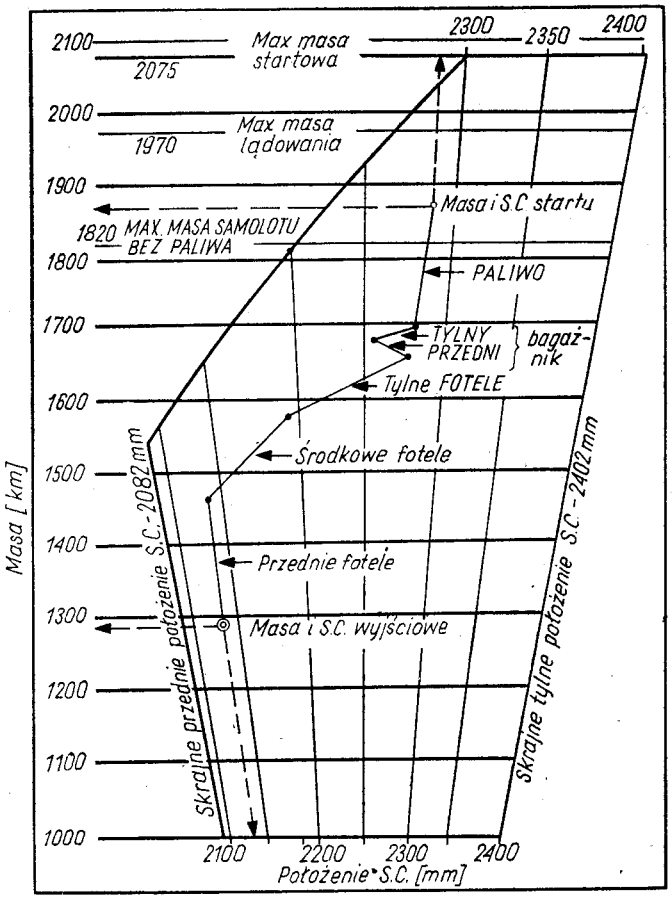
Sumując należy zwrócić uwagę, aby masa samolotu bez paliwa nie przekroczyła wartości dopuszczalnej i aby masa startowa nie przekroczyła odpowiedniej wartości dopuszczalnej. Oczywiście, gdy planowany jest dłuższy lot, należy masę paliwa odjąć od dopuszczalnej masy startowej korygując w ten sposób dopuszczalną masę samolotu bez paliwa.

Położenie środka ciężkości najczęściej określa się sposobem graficznym, wypełniając tzw. arkusz załadowania.

Rysunek 14.3 przedstawia taki arkusz dla samolotu Piper „Seneca II". Wykres „zaczyna" się od indeksu wyjściowego i masy samolotu pustego. Odległości pionowe odpowiadają poszczególnym masom, a nachylenia linii* zależą od wpływu tych mas na przesunięcia środka ciężkości samolotu. Końcowy punkt wykresu wyznacza masę samolotu do startu i odpowiadające jej położenie środka ciężkości.

Rysunek 14.4 przedstawia wypełniony arkusz załadowania samolotu Jak-40, na którym położenie środka ciężkości do startu i do lądowania określono w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej (nie jako indeks).

* Nachylenia te naniesione są na przesuwną podziałkę suwaka, ułatwiającego wypełnianie arkusza.




*14.3. Przykład arkusza zaladowania samolotu Piper „Seneca II"*

## Rozdział 15

# UŻYTKOWANIE SAMOLOTU W WARUNKACH SPECYFICZNYCH

### 15.1

### WPŁYW PRĄDÓW PIONOWYCH POWIETRZA NA RUCH SAMOLOTU

W dotychczasowych rozważaniach jedynie w rozdziale 10, omawiającym start samolotu, wspomnieliśmy o wietrze, będącym poziomym ruchem powietrza.

Wszystkie omawiane zależności odnosiły się do ruchu samolotu względem nieruchomego powietrza (który różni się od ruchu względem ziemi), z tym że samolot lecąc w poruszającym się względem ziemi powietrzu jest przemieszczany wraz z powietrzem względem ziemi. Wprowadzenie do tych zależności odpowiednich korekt jest sprawą prostą, omawianą między innymi w nawigacji lotniczej.

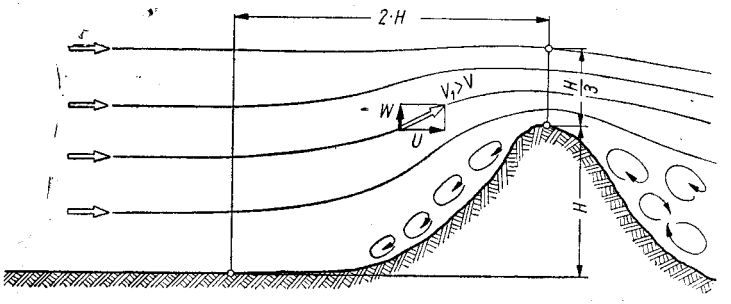
Z punktu widzenia mechaniki lotu pionowe ruchy powietrza są bardziej interesujące niż jego ruchy poziome.

Pionowe ruchy powietrza, czyli prądy mogą być pochodzenia termicznego lub dynamicznego. Zagadnienia te są szczegółowo omawiane w meteorologii lotniczej, dlatego przypominamy jedynie, że:

— prądy termiczne są skutkiem miejscowego nagrzewania się powietrza; ogrzewające się powietrze ma zmniejszoną gęstość i jako lżejsze unosi się do góry,

— prądy dynamiczne są prądami wymuszonymi, wynikającymi z konieczności przepływu poruszającego się powietrza poziomo, nad przeszkodą (np. nad wysokimi zabudowaniami, lasem czy zboczem), lub też są następstwem mieszania się mas powietrza o różnych własnościach fizycznych lub o różnych prędkościach (zarówno pod względem wartości, jak i kierunku).

Najpoważniejszymi przeszkodami, z którymi w codziennej praktyce spotykają się piloci sportowi, wywołującymi prądy pionowe, są zbocza górskie. Im zbocze jest wyższe i dłuższe, tym prądy pionowe są intensywniejsze. Intensywność prądu wzrasta z kątem nachylenia zbocza, ale jedynie do nachylenia nie większego niż 40°. Przy nachyleniach większych powstają wzdłuż zbocza „poduszki" wirowe, zarówno po stronie nawietrznej, jak i zawietrznej (rys. 15.1) zmniejszające intensywność prądów pionowych. Również prędkość wiatru ma wpływ na charakter opływu zbocza. Przy większych niż 8 m/s prędkościach wiatru „poduszki" wirowe powstają często nawet przy opływie zboczy o małym nachyleniu.

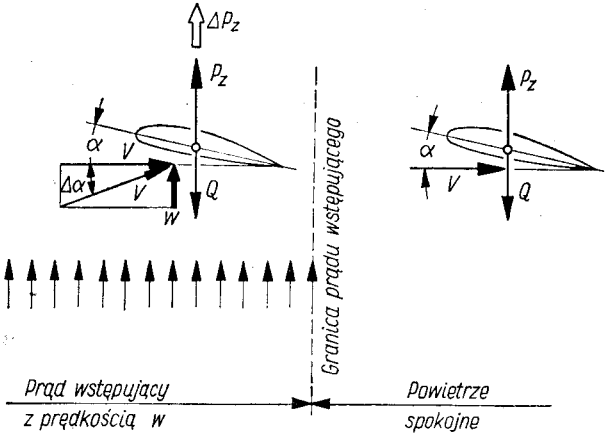



*15.1. Tworzenie się i zasięg prądu zboczowego*

Ponieważ wpływ zbocza ma stosunkowo duży zasięg, bo przy wysokości $H$ odczuwa się prądy pionowe na wysokości $H/3$ nad zboczami i w odległości $2H$ przed i za zboczem, pilot powinien zdawać sobie sprawę zarówno z pozytywnych, jak i negatywnych stron tego zjawiska.

Do zjawisk negatywnych związanych z pionowymi ruchami powietrza należy zaliczyć wywoływanie przez pionowe podmuchy znacznych przeciążeń samolotu.

Przyczynę wywołującą te przeciążenia wyjaśniono na rysunku 15.2. Widzimy na nim poruszające się w spokojnym powietrzu skrzydło z prędkością $v$; jego kąt natarcia wynosi $\alpha$, a siła nośna $P_z$ równoważy ciężar samolotu $Q$. Współczynnik przeciążenia jest oczywiście równy $n = 1$. Gdy skrzydło natrafi na swej drodze na pionowy podmuch z prędkością $w$, to wypadkowa prędkość powietrza $v'$ zostanie odchylona od prędkości $v$ o kąt $\Delta\alpha$.




*15.2. Podmuch pionowy jako źródło przeciążenia samolotu*

Ten wzrost kąta natarcia wywołuje przyrost siły nośnej o $\Delta P_z$, tak że siła ta staje się większa od ciężaru samolotu, który zostaje tym samym „rzucony" do góry. Współczynnik przeciążenia wynosi w tym przypadku:

$$n = \frac{P_z + \Delta P_z}{Q} = 1 + \frac{\Delta P_z}{Q}$$

a więc jest większy od jedności.

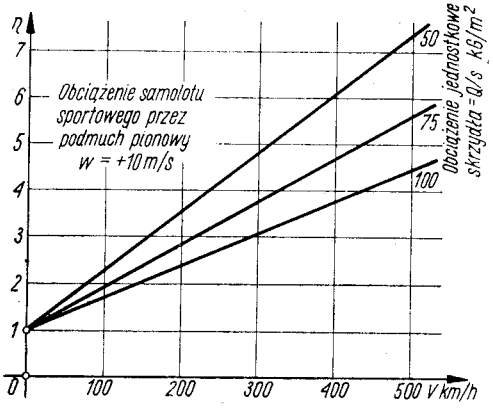
Współczynnik ten jest tym większy, im intensywniejszy jest podmuch i większa prędkość lotu, ponieważ procentowy przyrost współczynnika siły nośnej jest wtedy duży.

Na rysunku 15.3 możemy odczytać wartości tego współczynnika dla różnych prędkości lotu i różnych obciążeń jednostkowych samolotu w chwili podmuchu o prędkości $w = 10$ m/s.

Przyjęty do sporządzenia wykresu na rysunku 15.3 podmuch $w = 10$ m/s nie jest podmuchem silnym. W czasie lotów „na falę" obserwowano wielokrotnie podmuchy o sile $w = 25$ m/s, które wywołują odpowiednio wyższe współczynniki przeciążenia, często zagrażające konstrukcji samolotu.

Drugim negatywnym zjawiskiem są silne — często burzliwe — prądy opadające na stronie zawietrznej zbocza. Prądy te mogą być tak szybkie,

że przewyższają największą prędkość wznoszenia samolotu i pomimo przejścia w lot wznoszący na pełnej mocy ZSS samolot obniża się ku ziemi, co w razie niewystarczającej wysokości lotu może doprowadzić do zderzenia się samolotu z przeszkodą.




*15.3. Wartość współczynnika przeciążenia wywołanego przez pionowy podmuch powietrza*

Do pozytywnych zjawisk można zaliczyć możliwość wykorzystania prądów występujących przed nawietrzną stroną zbocza do szybkiego nabierania wysokości przez samolot czy też przez zespół samolot-szybowiec. Prędkość wznoszenia względem ziemi jest bowiem w takim przypadku sumą prędkości wznoszenia samolotu względem powietrza oraz prędkości pionowej strumienia powietrza względem ziemi.

Oczywiście, lotu takiego nie wykonuje się przelatując nad zboczem, ale wzdłuż zbocza, w takiej od niego odległości, że pionowe składowe prędkości powietrza są jeszcze dostatecznie duże, a odległość od zbocza pozwala na „wydostanie" się ze strefy zawirowań wywołujących nieprzyjemną turbulencję powietrza.

O ile loty w strefie wznoszeń i opadań w pobliżu zboczy górskich dotyczą zagadnienia gospodarowania wysokością, o tyle loty w strefie turbulencji — zwłaszcza w chmurach o rozbudowie pionowej — są już bezpośrednio związane z zagadnieniem bezpieczeństwa.

Przelatywanie przez obszary silnych wznoszeń, a ściślej wlatywanie w nie, wiąże się z nie zamierzonym wzrostem kątów natarcia, a w skrajnych przypadkach z przekroczeniem krytycznego kąta natarcia, przeciągnięciem i zwaleniem się samolotu, a to w warunkach lotu bez widoczności zawsze jest groźne.

Przelatywanie przez obszary turbulencji z dużymi prędkościami lotu wobec znacznej bezwładności samolotu, wynikającej właśnie z prędkości, wiąże się z wystąpieniem znacznych dodatnich i ujemnych przeciążeń, co może zagrażać wytrzymałości płatowca. Właśnie te dwa czynniki tłumaczą ograniczenia prędkości (od góry i od dołu) podczas lotów w burzliwej atmosferze.

Oblodzeniem nazywamy pokrywanie się samolotu lodem podczas lotu w sprzyjających temu zjawisku warunkach. Oblodzenie występuje najczęściej w czasie lotu w ujemnych temperaturach przy przelatywaniu chmur i mgieł oraz podczas lotów w opadzie przechłodzonego deszczu i mokrego śniegu.

Rozpatrując zagadnienie oblodzenia samolotu rozróżniamy dwa pojęcia: stopień oblodzenia i intensywność oblodzenia. Stopień — to ilość odłożonego lodu oceniana najczęściej poprzez grubość warstwy lodu na czołowych krawędziach płatowca. Intensywność — to szybkość narastania warstwy lodu. Intensywność oblodzenia przyjęto oceniać następująco:

— do 0,5 mm/min — słaba,
— 0,5—1 mm/min — średnia,
— powyżej 1 mm/min — silna.

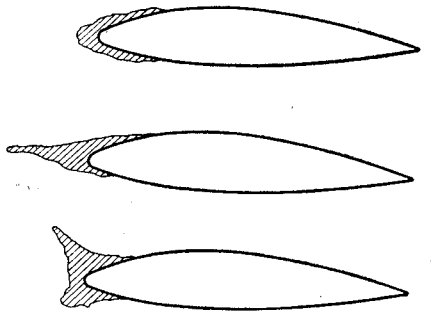
Nie jest to ocena dokładna, gdyż intensywność oblodzenia zależy m.in. od wielkości i kształtu oblodzonych elementów. Elementy o małych wymiarach i ostrych krawędziach obladzają się intensywniej.

Istotny wpływ na osiągi i własności lotne samolotu ma przede wszystkim oblodzenie:

— krawędzi natarcia skrzydeł, usterzenia i klap,
— krawędzi natarcia śmigieł,
— wlotów powietrza do silników.

Istotny wpływ na bezpieczeństwo lotu (pozą względami aerodynamicznymi) ma oblodzenie:

— dajników ciśnienia (wskazania $V$ i $H$),
— anten (jakość odbioru i nadawania, możliwość urwania się ich pod wpływem obciążeń i drgań).



*15.4. Zmiana kształtu profilu w wyniku oblodzenia*

Lód, osadzając się na płatowcu, powoduje wzrost jego ciężaru, a poprzez zmianę kształtu profili pogorszenie jego aerodynamiki.

Pod wpływem odkładania się warstwy lodu maleje współczynnik siły nośnej $C_z$ oraz zmniejsza się krytyczny kąt natarcia $\alpha_{kryt}$. Jednocześnie rośnie

współczynnik oporu $C_x$. Zmiany tych współczynników silnie obniżają doskonałość płatowca.

Analogiczny wpływ ma oblodzenie na aerodynamikę śmigła. W wyniku jej pogorszenia zmniejsza się ciąg śmigła, a spadek ten jest zwykle tym większy, że jednocześnie oblodzeniu ulegają wloty powietrza do silników, co ma ujemny wpływ na moc rozwijaną przez silniki.

Sumaryczny wpływ oblodzenia daje w wyniku:

— wzrost ciężaru samolotu,
— pogorszenie charakterystyk aerodynamicznych,
— zmniejszenie się mocy napędu.

W związku z tym maleją:

— prędkość wznoszenia,
— pułap,
— prędkość maksymalna,

natomiast zwiększają się:

— prędkość przeciągnięcia,
— moc niezbędna do lotu (a więc zużycie paliwa).

Intensywne oblodzenie może mieć groźny wpływ na możliwości sterowania samolotem, ograniczając mechanicznie lub uniemożliwiając poruszanie sterami.

Innymi skutkami oblodzenia są: ograniczenie widoczności, drgania, odrywanie kawałków lodu ze śmigieł i uderzanie o kadłub.

Oblodzenie może mieć szczególnie groźny wpływ na bezpieczeństwo lotu podczas podchodzenia do lądowania i użycia klap.

Wychylenie klap powoduje odgięcie strug ze skrzydeł ku dołowi. W tych warunkach statecznik poziomy samolotu znajduje się na ujemnych kątach natarcia. Jeżeli w wyniku oblodzenia krawędzi statecznika i zmniejszenia jego ujemnego krytycznego kąta natarcia nastąpi oderwanie strug na stateczniku (przeciągnięcie statecznika), to usterzenie poziome nie tylko nie skompensuje momentu pochylającego samolot, ale poprzez zmniejszenie się siły nośnej usterzenia powiększy tendencję do pochylania się samolotu „na nos" bez możliwości zapobieżenia temu. Podczas podchodzenia, na małej wysokości, jest to równoznaczne z katastrofą. Dlatego większość instrukcji użytkownika zabrania używania pełnego wychylenia klap podczas podchodzenia do lądowania w warunkach występującego oblodzenia.

## 15.3

## PODSTAWOWE WIADOMOŚCI O HOLOWANIU SZYBOWCA

Jeżeli w czasie startu szybowca wymagane jest osiągnięcie większej wysokości, niż pozwala na to start za pomocą wyciągarki lub gdy konieczne jest przetransportowanie szybowca, stosuje się holowanie szybowca za samolotem.

W początkowym okresie lotów holowanych stosowano jako hol długie, bo około 100-metrowe liny stalowe (w celu ochrony szybowca przed zaśmigłowym strumieniem samolotu oraz w celu amortyzacji wzajemnych

„szarpań" między samolotem i szybowcem przez zmianę dużego w tym przypadku zwisu stosunkowo sztywnej liny).

Obecnie liny stalowe wyszły z użycia i zostały zastąpione przez krótsze, o długości 30—40 m liny tekstylne. Zaletą tych lin jest silne tłumienie szarpnięć oraz możliwość wystartowania zespołu samolot-szybowiec z przygodnego lądowiska o stosunkowo małych wymiarach, dzięki niewielkiej długości liny.

Przebieg startu zespołu samolot-szybowiec niewiele różni się od opisanego w rozdziale 10, z tym że pierwszy odrywa się od ziemi szybowiec, ponieważ jego najmniejsza prędkość lotu jest mniejsza niż prędkość samolotu w chwili oddzielenia się od ziemi. Po oddzieleniu się od ziemi szybownik wychodzi nieco do góry poza obręb strumienia zaśmigłowego samolotu, aby uniknąć zawirowań, a następnie wraz z samolotem rozpoczyna normalny lot wznoszący.

Trzeba zaznaczyć, że w początkowym okresie lotów holowanych jedynie obszar ponad strumieniem zaśmigłowym był uważany za obszar bezpieczny lotu holowanego. Późniejsze doświadczenia wykazały — zwłaszcza w lotach „na falę" — że i obszar poniżej strumienia zaśmigłowego jest obszarem bezpiecznym, a często bezpieczniejszym ze względu na ułatwioną obserwację samolotu oraz mniejsze prawdopodobieństwo powstawania w locie sytuacji, w której podrzucony podmuchem szybowiec unosi ogon samolotu do góry, wprowadzając samolot w lot nurkowy.

Ponieważ własności aerodynamiczne maszyn w zespole, tzn. samolotu i szybowca, są różne, poprawne holowanie wymaga od pilota samolotu przestrzegania dwu głównych zasad, a mianowicie pilot powinien:

— unikać szybkich zmian wysokości i kierunku,

— holować z prędkością obowiązującą dla danego typu szybowca.

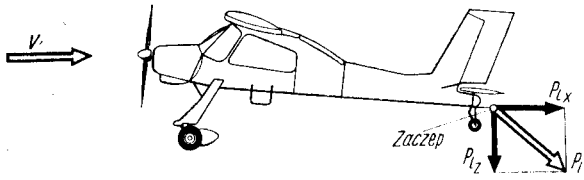
O ile pierwsza zasada jest nawet przez początkujących holowników przestrzegana i nie wymaga uzasadnienia, o tyle druga często nie jest przestrzegana i holowanie odbywa się ze zbyt małą lub zbyt dużą prędkością.

Zbyt mała prędkość lotu sprawia trudności pilotażowe szybownikowi przede wszystkim dlatego, że skuteczność usterzeń szybowca, a zwłaszcza lotek, wyraźnie obniża się i powstają sytuacje, w których szybownikowi „brakuje" sterów, zwłaszcza gdy znajdzie się w częściowym zasięgu strumienia zaśmigłowego samolotu. Zbyt duża prędkość holowania czyni dla szybownika lot nieprzyjemny i kryje w sobie niebezpieczeństwo nadmiernych obciążeń szybowca od podmuchów pionowych powietrza.

Przekroczenie zalecanej prędkości holowania czyni pilotaż szybowca bardzo męczący z tego powodu, że kąt zaklinowania statecznika wysokości oraz położenie w neutrum drążka sterowego szybowca dobrane jest do prędkości optymalnej, a znaczne jej przekroczenie na holu wymaga stałego odpychania drążka sterownicy, często ze znaczną siłą, zwłaszcza w szybowcach nie wyposażonych w klapę wyważającą, co szybko męczy i wyczerpuje pilota.

Holowany szybowiec oddziałuje na holujący go samolot siłą $P_l$, działającą wzdłuż linki przymocowanej do ogona samolotu za pomocą zaczepu holowniczego (rys. 15.5). Siłę tę można rozłożyć na dwie składowe:

— $P_{lx}$ — równoległą do kierunku lotu,
— $P_{lz}$ — prostopadłą do kierunku lotu.
Wartości siły $P_l$ oraz jej składowych zależą od własności aerodynamicznych szybowca, prędkości holowania oraz usytuowania szybowca względem samolotu.




*15.5. Siła od liny holowniczej oraz jej składowe*

Składowa $P_{lx}$ — równoległa do kierunku lotu — oddziałuje na samolot jako pozorny wzrost oporu szkodliwego, z wszystkimi tego faktu następstwami, a mianowicie:
— przedłużeniem drogi startu z powodu zmniejszenia nadwyżki ciągu $\Delta T$ ponad oporami ruchu,
— zwiększeniem zapotrzebowania mocy do lotu poziomego $N_p$, wynikającym z pozornego obniżenia doskonałości aerodynamicznej samolotu holującego, a więc i zwiększenia jego prędkości opadania $w$,
— zmniejszeniem prędkości wznoszenia samolotu holującego, wynikającym ze zmniejszenia nadwyżki mocy $\Delta N_h = N_r - N_{ph}$, w stosunku do nadwyżki mocy występującej w locie wznoszącym bez szybowca,
— zmniejszeniem pułapu samolotu z przyczyny omówionej wyżej.
Składowa $P_{lz}$ zaburza równowagę podłużną samolotu holującego, mając wpływ zarówno na jego stateczność, jak i sterowność podłużną.
O ile zmiana zapasu statecznośći statycznej podłużnej samolotu jest najczęściej niewielka, przy czym położenie szybowca ponad samolotem zazwyczaj ten zapas nieco powiększa, o tyle składowa $P_{lz}$ może tak ograniczyć sterowność podłużną samolotu holującego, że niekiedy jedynym „ratunkiem" przed skutkami błędu popełnionego przez szybownika jest odczepienie liny holowniczej, jeśli możliwe jest jeszcze uruchomienie wyczepu.
Kończąc te ogólne informacje o locie holowanym kilka uwag należy poświęcić jeszcze lotowi ślizgowemu zespołu szybowiec-samolot.
Ze względu na różnicę własności aerodynamicznych w locie ślizgowym samolotu i szybowca (przy czym szybowiec jest z zasady aerodynamicznie doskonalszy) utrzymywanie prawidłowego położenia szybowca względem samolotu wymaga najczęściej operowania przez pilota hamulcami aerodynamicznymi, obniżającymi doskonałość szybowca.
Nieużycie hamulców może spowodować następujące skrajne przypadki:
— jeżeli szybowiec utrzymuje prędkość lotu identyczną z prędkością samolotu, to tor jego lotu ślizgowego jest mniej nachylony ku ziemi (z powodu większej doskonałości) niż tor lotu samołotu i po chwili zajmie on tak wysokie położenie nad samolotem, że siła $P_z$ zaczyna unosić ogon samolotu do góry, wprowadzając go w lot nurkowy,

— jeżeli szybowiec będzie utrzymywał tor lotu samolotu, to dzięki większej doskonałości prędkość jego będzie większa od prędkości samolotu i szybowiec będzie zbliżał się do samolotu, co stanowi zagrożenie lotu.

## 15.4 NIEKTÓRE ASPEKTY LOTÓW NA SAMOLOTACH ROLNICZYCH

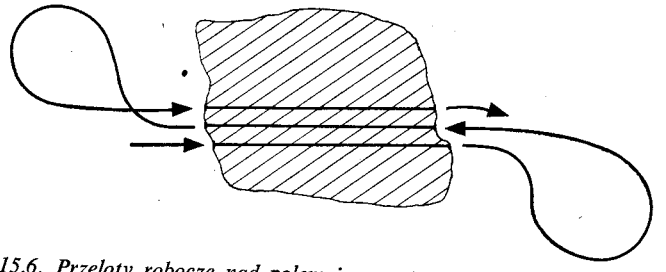
Zasady aerodynamiki i mechaniki lotu w jednakowym stopniu odnoszą się do wszystkich statków powietrznych, ale specyficzne przeznaczenie, a zatem rodzaj wykonywanych lotów uwypuklają niektóre zagadnienia i czynią je szczególnie ważnymi.

Celem użycia samolotów rolniczych jest dostarczenie w teren środków chemicznych i pokrycie tymi środkami wyznaczonej powierzchni z określonej wysokości lotu.

Zadanie to powinno być wykonane i ekonomicznie, i bezpiecznie, co stanowi specyficzne wymagania.

Najekonomiczniej byłoby maksymalnie obciążyć samolot chemikaliami, w locie używać jak najmniejszej mocy silnika, niepotrzebnie się nie wznosić, oszczędzając paliwo, i uzyskać jak najlepszy stosunek czasu lotu roboczego do czasu lotu ogólnego. Niestety, wszystkie te czynniki wpływają na obniżenie bezpieczeństwa lotu i znalezienie rozsądnego kompromisu staje się tu nieodzowne. Kompromisem tym jest oczywiście osiągnięcie maksymalnego udźwigu przy minimalnych osiągach, które mogą być uznane jeszcze za w pełni bezpieczne i przy poprawnych własnościach lotnych samolotu.

Specyficzne są także warunki, w jakich użytkuje się samolot rolniczy. Starty i lądowania odbywają się zawsze z lądowisk położonych w terenie. Lądowiska te mają zwykle ograniczoną pod względem wymiarów i nieutwardzoną nawierzchnię. Nierzadko wokół lądowisk znajdują się przeszkody, najczęściej są to drzewa lub linie przesyłowe. Sam lot roboczy



*15.6. Przeloty robocze nad polem i nawroty*

odbywa się na małej wysokości i połączony jest z wykonywaniem nawrotów, związanych z kolejnymi przelotami nad opryskiwanym bądź opylanym polem (rys. 15.6).

Podczas wykonywania lotów w lecie, a zwłaszcza w południowych rejonach (np. Egipt, Sudan itp.) należy liczyć się ze znacznym spadkiem osią-

gów samolotu w związku z wysokimi temperaturami otoczenia, zwiększającymi wysokość gęstościową, na której samolot jest użytkowany.

Zagadnienia wysokości gęstościowej, związanego z nią spadku osiągów samolotu podczas startu i wznoszenia oraz zagadnienie bezpiecznych manewrów są zagadnieniami istotnymi z punktu widzenia mechaniki lotu. Z fizyki wiadomo, że w miarę wzrostu wysokości maleje ciśnienie atmosferyczne i temperatura otaczającego powietrza. Umowny rozkład ciśnienia i temperatury z wysokością nazywamy „Atmosferą Wzorcową" (AW)*. Stosowane na samolotach lekkich barometryczne wysokościomierze w rzeczywistości mierzą jedynie ciśnienie odpowiadające danej wysokości,

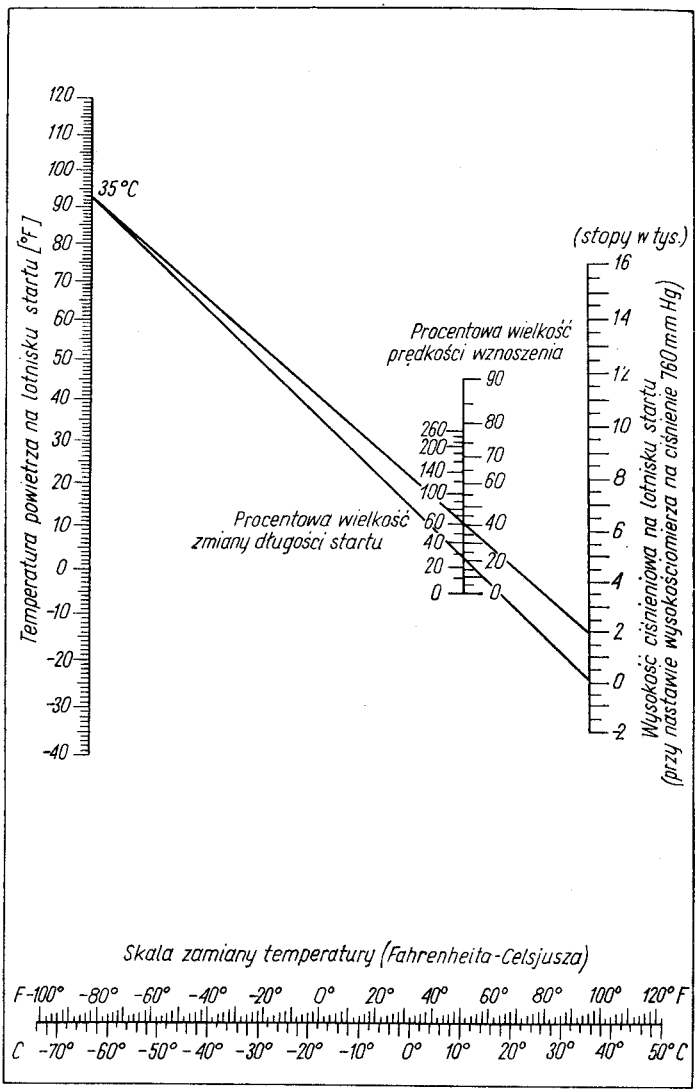
| Temperatura / Wysokość ciśnieniowa** | C 15° F 59° | C 20° F 68° | C 25° F 77° | C 30° F 86° | C 35° F 95° | C 40° F 104° | C 45° F 113° |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 0 | 500 | 1100 | 1650 | 2200 | 2750 | 3300 |
| | 0 | 169 | 336 | 500 | 670 | 840 | 1000 |
| 1000 stóp | 1200 | 1750 | 2300 | 2850 | 3400 | 3950 | 4500 |
| 305 m | 366 | 535 | 700 | 870 | 1050 | 1200 | 1370 |
| 1500 | 1850 | 2400 | 2950 | 3500 | 4050 | 4600 | 5150 |
| 460 | 565 | 730 | 900 | 1070 | 1230 | 1400 | 1570 |
| 2000 | 2450 | 3000 | 3550 | 4100 | 4650 | 5200 | 5750 |
| 610 | 750 | 915 | 1080 | 1250 | 1450 | 1580 | 1750 |
| 2500 | 3050 | 3600 | 4150 | 4700 | 5250 | 5800 | 6350 |
| 760 | 930 | 1100 | 1270 | 1430 | 1600 | 1770 | 1940 |
| 3000 | 3650 | 4200 | 4750 | 5300 | 5850 | 6400 | 6950 |
| 920 | 1110 | 1280 | 1450 | 1620 | 1780 | 1950 | 2120 |
| 3500 | 4250 | 3800 | 5350 | 5900 | 6450 | 7000 | 7550 |
| 1070 | 1290 | 1460 | 1630 | 1800 | 1960 | 2140 | 2300 |
| 4000 | 4900 | 5450 | 6000 | 6550 | 7100 | 7650 | 8200 |
| 1220 | 1490 | 1660 | 1830 | 2000 | 2160 | 2330 | 2500 |
| 4500 | 5500 | 6050 | 6600 | 7150 | 7700 | 8250 | 8800 |
| 1370 | 1670 | 1840 | 1980 | 2180 | 2340 | 2520 | 2680 |
| 5000 | 6100 | 6650 | 7200 | 7750 | 8300 | 8850 | 9400 |
| 1520 | 1850 | 2020 | 2200 | 2360 | 2530 | 2700 | 2860 |
| 5500 | 6700 | 7250 | 7800 | 8350 | 8900 | 9450 | 10000 |
| 1670 | 2040 | 2210 | 2380 | 2540 | 2720 | 2880 | 3050 |
| 6000 | 7300 | 7850 | 8400 | 8950 | 9500 | 10050 | 10600 |
| 1830 | 2200 | 2400 | 2560 | 2720 | 2900 | 3060 | 3230 |
| 6500 | 7950 | 8500 | 9050 | 9600 | 10150 | 10700 | 11250 |
| 1980 | 2420 | 2690 | 2770 | 2920 | 3100 | 3260 | 3430 |
| 7000 | 8550 | 9100 | 10200 | 10750 | 11300 | 11850 | 11850 |
| 2140 | 2600 | 2780 | 2940 | 3110 | 3280 | 3450 | 3620 |
| 7500 | 9150 | 9700 | 10250 | 10800 | 11350 | 11900 | 12450 |
| 2280 | 2780 | 2960 | 3120 | 3300 | 3460 | 3630 | 3800 |
| 8000 | 9750 | 10300 | 10850 | 11400 | 11950 | 12500 | 13050 |
| 2440 | 2960 | 3140 | 3310 | 3480 | 3640 | 3810 | 3980 |

*15.7. Tabela zależności wysokości gęstościowej od ciśnienia i temperatury*

* AW = ISA (International Standard Atmosphere).

** Według wskazań wysokościomierza nastawionego na ciśnienie 760 mm słupa rtęci.

zaś piloci z ich wskazań wnioskują o wysokości lotu. Wskazania te są praktycznie wystarczająco dokładne do przelotów samolotów lekkich. Jednak w pobliżu ziemi wahania temperatury są znaczne, a odchylenia od normy* zdarzają się często. W lecie w krajach południowych temperatury +30° i +35°C zdarzają się niemal codziennie. Takie temperatury




*15.8. Wpływ temperatury i wysokości na osiągi podczas startu i wznoszenia samolotu*

* Wg AW na wysokości 0 m temperatura powinna wynosić +15°C.

z lądowiska położonego na wysokości poziomu morza czynią lądowisko położone umownie na wysokości gęstościowej około 600 m. Jeżeli rzeczywista wysokość lądowiska jest większa, to różnica ta staje się jeszcze wyraźniejsza. Rysunek 15.7 umożliwia określenie wysokości gęstościowej, jeżeli znane są wysokość ciśnieniowa i temperatura otoczenia.

W rozdziale 3 podano ogólny wzór (3.1) na określenie siły aerodynamicznej i z niego to właśnie wynika, że siła aerodynamiczna zależy także od gęstości powietrza ($\varrho$), która z kolei zależy i od wysokości, i od temperatury. Zatem w funkcji wysokości gęstościowej maleją i siła nośna, i siła ciągu wytwarzana przez śmigło, niezależnie od pogorszonych warunków pracy samego silnika (rozdz. 8 i 11). Wynikające stąd pogarszanie osiągów podczas startu i wznoszenia można praktycznie określić z rysunku 15.8. Na rysunku tym przeprowadzono dwie linie odpowiadające wysokości lotniska 0 m i 600 m przy temperaturze otoczenia +35°C. W pierwszym przykładzie długość startu zwiększy się o 30%, a prędkość wznoszenia zmaleje o 20%, zaś w drugim przykładzie długość startu zwiększy się aż o 60%, a prędkość wznoszenia zmaleje aż o 40%. Przykłady te przytoczono, aby pokazać, że zachodzi tu duże pogorszenie osiągów i że zagadnienia tego nie wolno w praktyce pomijać.

Określenie pogorszonych osiągów nie wnosi jednak nic poza świadomością tego faktu. Istotne jest to, aby te osiągi, którymi w rzeczywistych warunkach samolot dysponuje, pozwalały na bezpieczny lot. Jedynym prostym kryterium jest wznoszenie omówione szczegółowo w rozdz. 12.

Przyjmijmy jako najmniejszą dopuszczalną prędkość wznoszenia, $w = 1{,}5$ m/s. Jeżeli samolot w warunkach normalnych ($H = 0$ m, $t = 15°C$) ma prędkość wznoszenia 2,5 m/s, to na lotnisku położonym na 600 m w temperaturze +35°C jego wznoszenie zmaleje o 40% i wyniesie 1,5 m/s, osiągając minimalną dopuszczalną wartość. Jeśli jednak samolot wznosi się z prędkością 2 m/s na wysokości 0 m, to w rozpatrywanych warunkach jego wznoszenie zmaleje do 1,2 m/s, co jest już poniżej dopuszczalnej wartości. Należy albo nie wykonywać lotu, albo zmniejszyć załadowanie, aby w ten sposób poprawić osiągi samolotu.

Sprawdzenie prędkości wznoszenia samolotu jest łatwe i w toku eksploatacji może je wykonać każdy pilot*. Jeśli przez okres 100 s samolot wzniesie się o 150 m lub wyżej, to wymaganie jest spełnione (lub o 90 m przez okres 1 min). Sprawdzenie takie ma ten plus, że łączy w sobie kontrolę wszystkich trzech wymiarujących elementów:

— obciążenia samolotu,
— warunków zewnętrznych,
— sprawności samolotu.

Ewentualne niespełnienie wymogu minimalnego wznoszenia powinno spowodować wyjaśnienie i usunięcie przyczyn przed ponownym lotem roboczym.

Drugim niezmiernie ważnym zagadnieniem jest bezpieczne wykonywanie nawrotów. Nawrót, w uproszczeniu, składa się z wykonanych kolejno 2 zakrętów: w jedną stronę o 90° i w przeciwną stronę o 270° (rys. 15.6).

* Wskazania wariometru są ilościowo niemiarodajne i nie mogą być uznane za wystarczającą kontrolę wznoszenia. Mają one jedynie charakter informacyjny.

Zagadnienie ustalonego zakrętu zostało opisane w rozdziale 6 p.6.6, tu wrócimy do niego, aby przypomnieć najważniejsze jego aspekty.

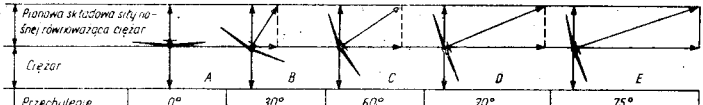
W miarę zwiększania się przechylenia samolotu w ustalonym zakręcie musi zwiększać się siła nośna tak, aby jej składowa pionowa równoważyła siłę ciężkości samolotu. Przy założeniu stałego kąta natarcia i odpowiadającego mu współczynnika siły nośnej daje to zwiększenie prędkości przeciągnięcia w zakręcie. Prędkość tę wyraża się następującym wzorem:

$$V_{Szakr} = V_S \cdot \sqrt{n}$$

gdzie:

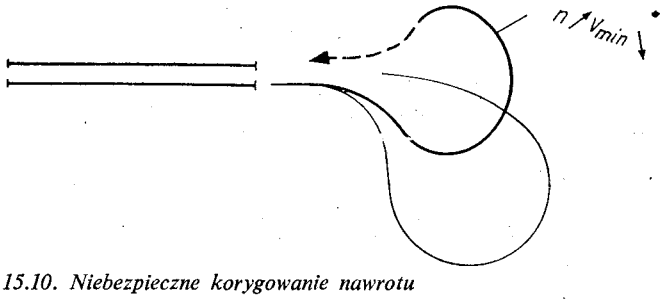
$V_{Szakr}$ — prędkość przeciągnięcia w zakręcie,
$V_S$ — prędkość przeciągnięcia w locie poziomym,
$n$ — przeciążenie.

Tak więc do wykonania bezpiecznego zakrętu konieczne jest wcześniejsze zwiększenie prędkości lotu.




| Przechylenie | 0° | 30° | 60° | 70° | 75° |
|---|---|---|---|---|---|
| Współczynnik przeciążenia | 1,0 | 1,15 | 2 | 2,9 | 3,86 |
| Prędkość ($V_S\sqrt{n}$) przeciągnięcia | $V_S$ | $1{,}07 \cdot V_S$ | $1{,}41\,V_S$ | $1{,}70\,V_S$ | $1{,}96 \cdot V_S$ |

*15.9. Zwiększanie się prędkości przeciągnięcia i przeciążenia w zakręcie*




*15.10. Niebezpieczne korygowanie nawrotu*

Spróbujmy odwrócić to zagadnienie. Jeśli samolot leci z daną prędkością początkową, to wprowadzenie go w zakręt może wywołać przeciążenie. Zależność ta wyrazi się wzorem:

$$n = \left(\frac{V}{V_S}\right)^2 \quad \text{lub} \quad \frac{V}{V_S} = \sqrt{n}$$

gdzie:

$n$ — przeciążenie,
$V$ — prędkość początkowa,
$V_S$ — prędkość przeciągnięcia.

Tak więc, aby lecieć bezpiecznie, należy zawsze utrzymywać prędkość lotu przewyższającą spodziewaną prędkość przeciągnięcia.

Praktyka lotnicza oparta na doświadczeniach i usankcjonowana przyjętymi przez przepisy zdatności sprzętu lotniczego współczynnikami umożliwia sformułowanie następujących określeń bezpiecznych prędkości lotu lekkich samolotów z napędem tłokowym:

$1{,}2 \cdot V_S$ — minimalna prędkość lotu, przy jakiej samolot w ogóle może być użytkowany,

$1{,}4 \cdot V_S$ — minimalna prędkość lotu, z jaką wolno celowo wykonywać jakiekolwiek manewry,

$1{,}6 \cdot V_S$ — prędkość, z jaką można wykonywać w zasadzie wszystkie manewry (z wyjątkiem akrobacji).

Warto także zwrócić uwagę na jeden z praktycznych aspektów nawrotu. Jeśli pilot przedwcześnie rozpocznie zmianę kierunku w nawrocie (rys. 15.10), to w konsekwencji przemieści samolot w stosunku do zamierzonej linii kolejnego przelotu roboczego. Aby tego uniknąć, pilot stara się w końcu manewru zmniejszyć promień zakrętu, zacieśniając nawrót. To kryje w sobie podwójne niebezpieczeństwo:

— zwiększenie przechyłu pociąga za sobą dalsze (i szybsze) zwiększenie prędkości przeciągnięcia,

— podnoszenie samolotu z przechylenia, wychylenie w dół lotki opuszczonego skrzydła powoduje dalszy wzrost kąta natarcia tego skrzydła, co w sprzyjających warunkach może zapoczątkować zwalenie się samolotu w stronę przechyłu w wyniku przeciągnięcia.

Tak więc nie tylko stosowanie samych poprawnych prędkości, ale i technika pilotażu ma istotny wpływ na bezpieczeństwo lotu.

Piloci samolotów rolniczych latając nisko i w pobliżu przeszkód muszą bardziej niż inni dbać o marginesy bezpieczeństwa, gdyż zarówno kolizja z przeszkodami, jak i nie zamierzone przeciągnięcie prowadzą w tym rodzaju latania do najpoważniejszych konsekwencji.

Do osiągnięcia najwyższego stopnia bezpieczeństwa latania niezbędne jest, oprócz przestrzegania zaleceń instrukcji i normalnej umiejętności pilotowania samolotu, zrozumienie zjawisk związanych z aerodynamiką i mechaniką lotu.

## 15.5

## LOTY Z PRĘDKOŚCIAMI PRZY- I NADDŹWIĘKOWYMI

Gdy prędkość samolotu zwiększa się tak, że zbliża się do prędkości dźwięku lub ją przekracza, opór samolotu gwałtownie zwiększa się.

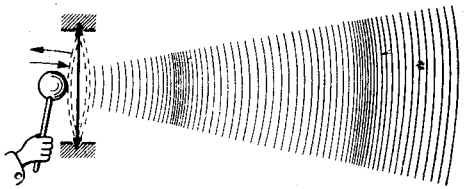
Aby móc zrozumieć mechanizm zwiększania się oporu, musimy uzupełnić nasze wiadomości z fizyki.

Wyobraźmy sobie, że w sprężystą przeponę naciągniętą na jakieś ramię (rys. 15.11) uderzymy, pobudzając ją tym do drgań. Przepona ta, uginając się pod uderzeniem, spręża przed sobą powietrze, a drgając jest źródłem kolejnych sprężeń i rozrzedzeń powietrza, rozprzestrzeniających się w postaci fal we wszystkich kierunkach z prędkością dźwięku.

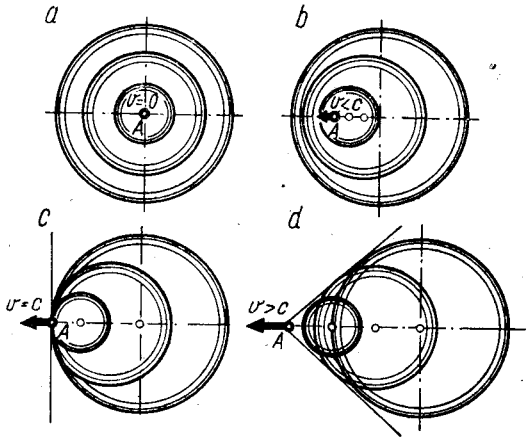
Prędkość rozchodzenia się dźwięku w powietrzu jest więc prędkością rozchodzenia się w nim zmian ciśnienia; można ją obliczyć z zależności:

$$c = 20\sqrt{T}^{*} \text{ (m/s)}$$

Jeżeli ciało, będące źródłem zmian ciśnienia, nie porusza się, to wspomniane zmiany ciśnienia, rozprzestrzeniając się we wszystkich kierunkach ze stałą prędkością, dochodzą w tej samej chwili na jednakową odległość od ciała, jak to pokazano na rysunku 15.12. Koła na tym rysunku oznaczają



*15.11. Zmiana ciśnienia powietrza jako źródło dźwięku*




*15.12. Wpływ prędkości ciała na kształt obszaru zmian ciśnienia wywołanych przez to ciało*

kolejne miejsca, do których doszła wspomniana zmiana ciśnienia wywołana przez ciało $A$, po czasie $t_1$, $t_2$, $t_3$ itd. Podobny obraz można obserwować podczas rozchodzenia się fal powierzchniowych na stojącej wodzie, gdy wrzucimy w nią kamyk.

Jeżeli ciało, będące źródłem zmian ciśnienia, porusza się, to zależnie od prędkości tego ruchu obszar, w którym już rozprzestrzeniły się w danej chwili zmiany ciśnienia, ma różny kształt. Jeżeli ciało porusza się z prędkością mniejszą od prędkości dźwięku ($v < c$), jak na rysunku 15.12*b*, to zmiany ciśnienia rozprzestrzeniają się podobnie, jak na rysunku 15.12*a*, a mianowicie tworzą powierzchnie kuliste, lecz ciało nie znajduje się w środ-

* $T$ — temperatura bezwzględna — $(273 + t)$°C.

ku geometrycznym tych powierzchni, ponieważ oddala się od środka z prędkością $v$, równą prędkości swego ruchu. Jeśli ciało porusza się z prędkością równą prędkości dźwięku ($v = c$), to zmiany ciśnienia rozprzestrzeniają się również tak, że tworzą zawsze powierzchnie kuliste (rys. 15.12*c*), ciało zaś znajduje się nie w środku geometrycznym tych kul, lecz zawsze na ich pobocznicy, ponieważ porusza się z taką samą prędkością, jak zmiany ciśnienia.

Gdy ciało porusza się z prędkością większą od prędkości dźwięku ($v > c$), wówczas wyprzedza ono zmiany ciśnienia, którego jest źródłem, i zmiany te rozprzestrzeniają się jedynie wewnątrz powierzchni stożkowej, na której wierzchołku znajduje się zawsze wspomniane ciało (rys. 15.12*d*).

Podobne zjawisko można zaobserwować na wodzie, gdy statek wzbudzając fale porusza się z prędkością większą od prędkości rozchodzenia się fal powierzchniowych na wodzie. Wyraźnie widać wtedy na powierzchni wody klin z fal utworzony za statkiem.

Wspomniany stożek nazwano, od nazwiska badacza zajmującego się tym zagadnieniem, stożkiem Macha, a stosunek prędkości ruchu ciała do prędkości rozchodzenia się dźwięku nazwano liczbą Macha (Ma):

$$\mathrm{Ma} = \frac{v}{c}$$

Połowę kąta wierzchołkowego wspomnianego wyżej stożka nazwano kątem Macha.

Przypatrzywszy się uważnie rysunkom 15.12*a*, *b*, *c*, *d*, spostrzeżemy, że gdy ciało będące źródłem zmian ciśnienia porusza się z prędkością mniejszą niż prędkość dźwięku, to znajduje się zawsze wewnątrz obszaru, w którym rozprzestrzeniły się zmiany ciśnienia wywołane przez nie. Jeżeli zaś ciało porusza się z prędkością równą lub większą niż prędkość dźwięku, to znajduje się zawsze na granicy obszaru, w którym rozprzestrzeniły się zmiany ciśnienia wywołane przez nie.

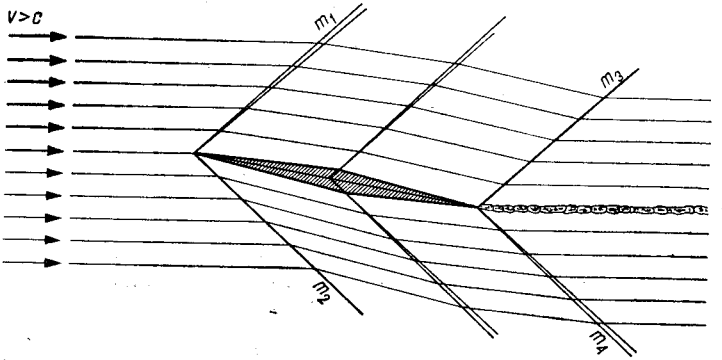
Po tych objaśnieniach nie zdziwi nikogo twierdzenie, że obrazy opływu powietrza dokoła skrzydeł samolotu w lotach z pod- i naddźwiękową prędkością są zupełnie różne.

Gdy prędkość lotu jest mniejsza niż prędkość dźwięku, wówczas różnice ciśnień powstałe na powierzchni skrzydła rozprzestrzeniają się we wszystkich kierunkach szybciej, niż porusza się skrzydło. Cząsteczki powietrza znajdujące się przed nim są „zawiadamiane" o zbliżającym się skrzydle przez wyprzedzające je zmiany ciśnienia i cząsteczki te w sposób łagodny zmieniają swą prędkość, poruszając się wzdłuż linii prądu, układających się do kształtu profilu jeszcze przed skrzydłem.

Gdy prędkość lotu jest większa od prędkości dźwięku, wówczas obraz opływu skrzydła jest podobny do pokazanego na rysunku 15.13.

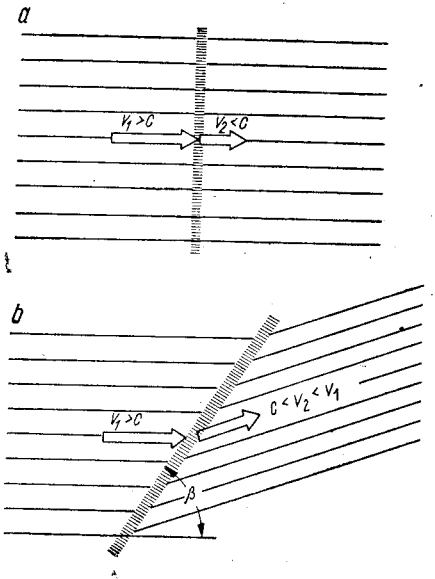
Różnice ciśnień powstałe na skrzydle nie mogą w tym przypadku wyprzedzić skrzydła, które porusza się szybciej od nich, i rozprzestrzeniają się jedynie w obszarze ograniczonym liniami (stożkiem) Macha. Na przykład różnice ciśnień powstałe na krawędzi natarcia skrzydła rozprzestrzeniają się jedynie między liniami $m_1$ oraz $m_2$, różnice zaś ciśnień powstałe na krawędzi spływu rozprzestrzeniają się jedynie między liniami $m_3$ oraz $m_4$.

Cząsteczki powietrza znajdujące się przed skrzydłem nie są więc w tym przypadku „zawiadamiane" zmianami ciśnienia o zbliżającym się skrzydle, tak że linie prądu przed skrzydłem aż do linii $m_1$ oraz $m_2$ są do siebie równoległe, „nie przygotowane" do opłynięcia skrzydła. Dopiero na liniach $m_1$—$m_2$ następuje gwałtowne załamanie linii prądu w kierunku równoległym do profilu, połączone z gwałtowną zmianą prędkości cząstek powietrza oraz gwałtowną zmianą ciśnienia.




*15.13. Obraz opływu profilu skrzydła z prędkością naddźwiękową*

Cząstki powietrza, poruszające się z kolei wzdłuż profilu, nie są zawiadamiane o „czekających" je zmianach na krawędzi spływu i zmiany te przebiegają również gwałtownie na liniach $m_3$ oraz $m_4$, na których kierunek linii prądu zostaje załamany na równoległy do kierunku przed skrzydłem. Linie $m_2$ oraz $m_3$, na których następuje gwałtowne zmniejszenie prędkości




*15.14. Fale uderzeniowe*

strumienia powietrza i gwałtowny wzrost jego ciśnienia, nazywają się popularnie falami uderzeniowymi. Linie $m_1$ oraz $m_4$ — narysowane podwójnie — na których następuje szybki wzrost prędkości i zmniejszenie ciśnienia powietrza, nazywają się falami rozrzedzenia. Te gwałtowne „uderzeniowe" zmiany ciśnienia oraz prędkości na „falach" połączone są ze stratami energii, które objawiają się jako dodatkowy opór skrzydła, zwany oporem falowym.

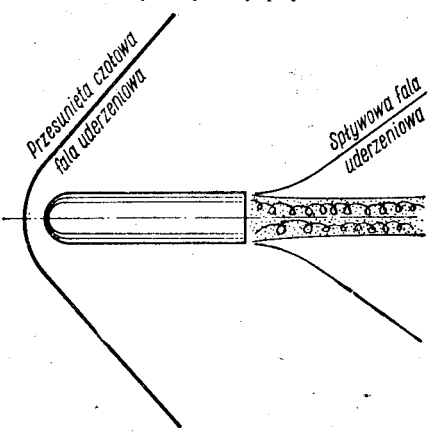
Straty energii wzdłuż fal uderzeniowych, a więc i wielkość oporu falowego zależą od kształtu fali, a ta przy danej prędkości lotu zależy od kształtu opływanego ciała.

Można wykazać na drodze teoretycznej, że im kierunek fali uderzeniowej jest bardziej prostopadły do kierunku napływającego strumienia powietrza (jak np. na rys. 15.14*a*), tym straty energii, a więc i opór falowy są większe. Im fala uderzeniowa jest bardziej skośnie ustawiona względem strug napływającego powietrza (jak np. na rys. 15.14*b*), tym opór falowy jest mniejszy.

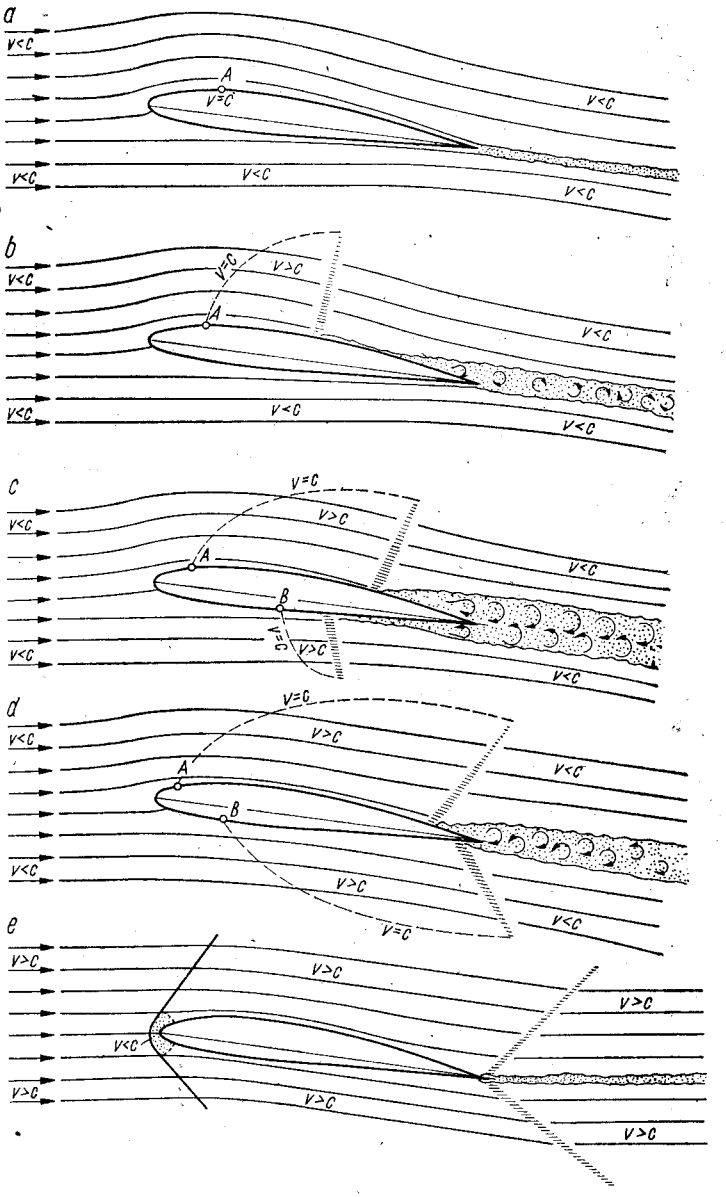
Niekorzystne własności fali prostopadłej spowodowane są bardzo energicznym „wyhamowywaniem" przez nią strumienia powietrza, tak że za falą prostopadłą prędkość jest zawsze poddźwiękowa bez względu na wartość naddźwiękowej prędkości przed falą. Fala skośna wyhamowuje natomiast powietrze mniej energicznie, tak że przy dostatecznie małym kącie jej skosu $\beta$ prędkość za falą może pozostać naddźwiękowa. Najmniejszy kąt skosu fali jest, oczywiście, kątem Macha, zwany również kątem małych zaburzeń, a fala taka jest falą małych zaburzeń.

Aby fala osiadła na nosie opływanego ciała i przekształciła się w falę umiejscowioną o małym oporze (jak np. na rys. 15.13), zaostrzenie nosa musi być odpowiednio duże dla danej prędkości lotu. Jeżeli nos opływanego ciała jest za mało ostry, fala nie osiada na nim, lecz tworzy się nieco przed ciałem jako fala przesunięta (jak na rys. 15.15). W tym przypadku środkowa część fali, w pobliżu nosa, jest falą o małym skosie, a nawet w pewnej swej części jest falą prostopadłą, wywołującą duży opór falowy.

W dotychczasowych rozważaniach omówiliśmy obrazy opływu w locie z prędkością poddźwiękową oraz naddźwiękową. Przy prędkościach lotu




*15.15. Przesunięta czołowa fala uderzeniowa jako wynik zbyt mało zaostrzonego nosa ciała*




*5.16. Zmiana obrysu opływu skrzydła wskutek zwiększenia się prędkości lotu*

zbliżonych do prędkości dźwięku, zwanych prędkościami przydźwiękowymi, obraz opływu nieco się komplikuje i wymaga oddzielnego omówienia. Skrzydło samolotu pokazane na rysunku 15.16*a* wywołuje przewężenie strug opływającego go powietrza, a jak wiemy z dotychczasowych rozważań, prędkość powietrza w miejscu przewężenia strugi zwiększa się.

Jeżeli więc samolot leci dostatecznie szybko, ale z prędkością mniejszą niż prędkość dźwięku, prędkość opływu w którymś punkcie na profilu (np. *A* na rys. 15.16*a*) może osiągnąć prędkość dźwięku z powodu przyrostu prędkości, wywołanego przewężeniem strugi. Obraz opływu w takim przypadku nie będzie się jeszcze różnił od obrazu opływu poddźwiękowgo. Liczbę Macha, przy której powstaje opisane zjawisko, nazywamy krytyczną ($Ma_{kr}$).

Wskutek dalszego zwiększania prędkości lotu wzdłuż pewnej części profilu, najczęściej na jego grzbiecie, zostanie przekroczona prędkość dźwięku (rys. 15.16*b*). Przed punktem *A*, w którym w tym przypadku została osiągnięta prędkość dźwięku, prędkość cząstek jest mniejsza niż prędkość dźwięku, za tym zaś punktem jest ona większa niż prędkość dźwięku. W tylnej części profilu oraz poza skrzydłem prędkość cząstek powietrza jest znów mniejsza niż prędkość dźwięku.

Ponieważ począwszy od punktu *A* prędkość jest większa niż prędkości dźwięku, cząstki powietrza nie są „zawiadamiane" o czekających je w tylnej części profilu zmianach prędkości i ciśnienia, które rozprzestrzeniają się — jak wiemy — z prędkością dźwięku. Dlatego też zmiana prędkości z naddźwiękowej w poddźwiękową następuje zawsze gwałtownie, „uderzeniowo", wzdłuż fali uderzeniowej powstającej na profilu, którą na rysunku 16.16*b* oznaczono przez zakreskowanie.

Jak wspomnieliśmy już, gwałtowne zmiany prędkości i ciśnienia połączone są zawsze ze stratami energii, które objawiają się jako przyrost oporu skrzydła. Niezależnie od tego najczęściej wtedy zwiększa się opór tarcia skrzydła, ponieważ ruch w warstwie przyściennej, poza miejscem powstawania fali na profilu, staje się ruchem burzliwym, a przy krawędzi spływu pojawia się oderwanie strug.

W wyniku dalszego zwiększania prędkości lotu obszar prędkości naddźwiękowej na grzbiecie profilu powiększa się, to znaczy punkt *A* przesuwa się bardziej do przodu, a fala do tyłu (rys. 15.16*c*). Pojawia się też obszar prędkości naddźwiękowej także na brzuchu profilu, z drugą falą, wywołującą dodatkowy wzrost oporu. Również obszar oderwania powiększa się. Przy jeszcze dalszym zwiększeniu się prędkości lotu obszar prędkości naddźwiękowej powiększa się, przesuwając obie fale bliżej krawędzi spływu skrzydła (rys. 15.16*d*).

Gdy prędkość lotu bardzo zbliży się do prędkości dźwięku, obszary naddźwiękowych prędkości obejmują prawie całą długość profilu, przesuwając obie fale tuż w pobliże krawędzi spływu, dzięki czemu obszar oderwania strug na profilu zmniejsza się, a opór skrzydła zwiększa się w wyniku zwiększania się prędkości lotu mniej gwałtownie.

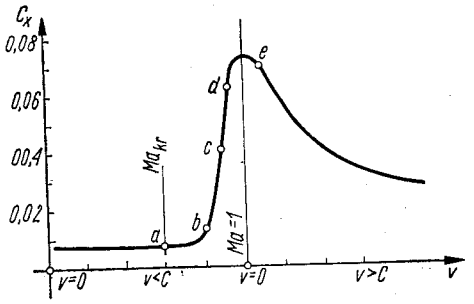
Gdy prędkość lotu przekroczy prędkość dźwięku, opływ staje się naddźwiękowy (rys. 15.16*e*); wspomniane poprzednio fale osiągają krawędź

spływu skrzydła, a przed krawędzią natarcia pojawia się fala czołowa, odpowiadająca liniom $m_1$ oraz $m_2$ z rysunku 15.13.

Dalsze zwiększanie prędkości naddźwiękowej przybliża falę czołową do krawędzi natarcia skrzydła, a jeśli krawędź ta jest dostatecznie ostra, fala czołowa nawet na niej osiada. Pochylenie obu fal zwiększa się, oczywiście, w miarę wzrostu prędkości lotu.

Na rysunku 15.17 pokazano zmianę współczynnika oporu skrzydła przy stałym jego kącie natarcia, ze zmianą prędkości. Z rysunku tego widać wyraźnie, że dla prędkości lotu o wartości mniejszej niż krytyczna liczba Macha współczynnik oporu skrzydła jest praktycznie biorąc wartością stałą, oczywiście, przy stałym kącie natarcia.

Począwszy od krytycznej liczby Macha aż do Ma = 1, to znaczy do prędkości lotu równej prędkości dźwięku, współczynnik oporu skrzydła gwał-




*15.17. Zmiana współczynnika oporu skrzydła na barierze dźwięku*

townie zwiększa się z powodu pojawienia się oporu falowego oraz zwiększenia się oporu tarcia i oporu kształtu. Na rysunku 15.17 oznaczono na krzywej oporu punkty odpowiadające poszczególnym obrazom opływu z rysunku 15.16. Gwałtowne zwiększenie się oporu podczas lotu z prędkością zbliżającą się do prędkości dźwięku (między krytyczną liczbą Macha a liczbą Macha, Ma = 1) nazwano popularnie barierą dźwięku.

W locie z prędkością większą niż prędkość dźwięku (Ma > 1) współczynnik oporu skrzydła maleje przy stałym kącie natarcia. Wywołane to jest tym, że współczynnik siły nośnej maleje przy prędkościach naddźwiękowych przy stałym kącie natarcia. Wraz z tym maleje także współczynnik oporu falowego, ponieważ oba te współczynniki są ze sobą ściśle związane (dokładniejsze wyjaśnienie tego zjawiska przekracza niestety ramy tego rozdziału).

Pierwsze nieprzyjemne zjawiska związane z dużą prędkością lotu pojawiają się przy krytycznej liczbie Macha, to znaczy przy prędkości mniejszej wprawdzie od prędkości dźwięku, lecz tak dużej, że w jakimś punkcie na profilu opływ osiągnie prędkość dźwięku.

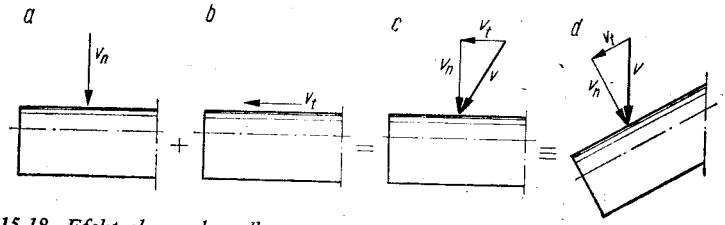
Gdyby profil skrzydła był nieskończenie cienki, nie wywoływałby przewężenia strug ani przyrostu prędkości, tak że prędkość dźwięku na skrzydle byłaby osiągnięta dopiero przy prędkości lotu równej prędkości dźwiękui Im profil jest procentowo grubszy, tym większe wywołuje przewężenie

strug i większy przyrost prędkości, a więc przy mniejszych prędkościach lotu pojawiają się poprzednio opisane zjawiska.

Pierwszym, najprostszym zarazem sposobem zwiększenia prędkości lotu jest stosowanie jak najcieńszych procentowo profilów skrzydeł. Ponieważ względy wytrzymałościowe wymagają pewnej minimalnej wysokości dźwigarów skrzydeł, zastosowanie procentowo cienkich profilów zmusza konstruktora do wykonania skrzydła o bardzo dużej cięciwie, a więc — przy danej powierzchni skrzydła — o małym jego wydłużeniu. Wzrasta wprawdzie przez to nieco opór indukowany, lecz przy dużych prędkościach jest on stosunkowo mały i odgrywa małą rolę.

Drugim sposobem zwiększenia krytycznej liczby Macha, to znaczy przesunięcia w kierunku większych prędkości lotu opisywanych nieprzyjemnych zjawisk, jest zastosowanie skosu skrzydła.

Działanie skosu skrzydła można wytłumaczyć za pomocą rysunku 15.18, na którym opisano skrzydło samolotu (lewe) opływane przez powietrze prostopadle do krawędzi natarcia z prędkością $v_n$. Ten kierunek opływu skrzydła wywołuje na nim siłę aerodynamiczną (opór i siłę nośną), ma



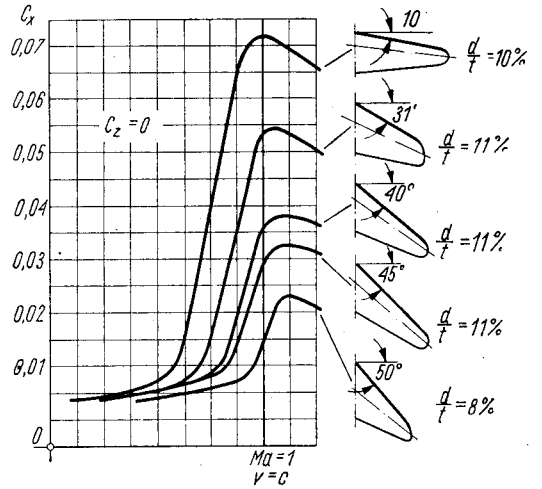

*15.18. Efekt skosu skrzydła*

wobec tego decydujący wpływ na wszystkie zjawiska związane z lotem. Na rysunku 15.18*b* pokazano opływ skrzydła przez powietrze z prędkością $v_t$, równoległą do krawędzi natarcia. Ten ruch powietrza nie wywołuje oporu ani siły nośnej. Na rysunku 15.18*c* dodano geometrycznie oba wspomniane powyżej opływy, otrzymując skośny opływ skrzydła z wypadkową prędkością $v$, która — jak widzimy na rysunku — jest większa od prędkości $v_n$. Siły aerodynamiczne w tym przypadku będą takie same jak na rysunku 15.18*a*, ponieważ, jak wspomnieliśmy, prędkość $v_t$ nie ma na nie wpływu.

Skośny opływ skrzydła można otrzymać przez zastosowanie skosu skrzydła, jak pokazano to na rysunku 15.18*a*. Prędkość lotu $v$ rozłożyliśmy tam na dwie składowe, $v_n$ oraz $v_t$.

Ponieważ, jak wspomnieliśmy, jedynie składowa $v_n$ ma wpływ na zachowanie się skrzydła, skrzydło ze skosem lecące z prędkością $v$ zachowuje się tak, jak skrzydło proste, lecące z prędkością $v_n$. Ponieważ prędkość $v$ jest większa od prędkości $v_n$, skrzydło ze skosem ma, jak widzimy, krytyczną liczbę Macha o większej wartości niż skrzydło proste, „oddalając" nieprzyjemne zjawiska związane z dużą prędkością lotu w kierunku większych prędkości.

W celu zobrazowania wpływu skosu skrzydła na jego współczynnik oporu zamieszczono rysunek 15.19, na którym zestawiono wyniki laboratoryjnych pomiarów skrzydeł o różnych skosach (podanych w stopniach), wydłużeniach i różnej procentowej grubości profilu dla kątów natarcia, przy jakich współczynnik siły nośnej ma wartość zerową, $c_z = 0$. Wyniki pomiarów obejmowały u wszystkich skrzydeł jedynie barierę dźwięku, a więc zakres prędkości lotu między $Ma_{kr}$ a Ma = 1.




*15.19. Wpływ skosu skrzydła na wartość współczynnika oporu w okolicy bariery dźwięku*

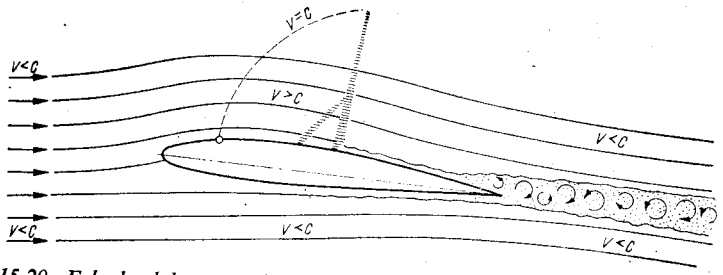
Trzecim sposobem zmniejszenia oporu falowego skrzydła samolotu okołodźwiękowego jest stosowanie profilów laminarnych. Okazało się mianowicie, że na kształt fal powstających na skrzydle, które na rysunku 15.16 opisaliśmy tylko schematycznie, ma wpływ rodzaj ruchu w warstwie przyściennej, w miejscu powstawania fali. Jeżeli w tym miejscu ruch w warstwie przyściennej jest turbulencyjny, to powstaje fala prostopadła (jak na rys. 15.16) o wysokim oporze falowym. Jeżeli natomiast w miejscu powstawania fali istnieje laminarna warstwa przyścienna, to oprócz głównej fali prostopadłej powstaje przy niej fala skośna (jak na rys. 15.20).

Taki układ fal nazywamy falą lambda. Ponieważ, jak już wspominaliśmy poprzednio, fala skośna wywołuje mniejszy opór niż fala prostopadła, układ fal $\lambda$ na skrzydle jest korzystniejszy od jednej fali prostopadłej, bo intensywność fali prostopadłej za falą skośną jest już bardzo mała. Jak widzimy, profile laminarne są korzystne nie tylko z powodu małego oporu tarcia, lecz także z powodu ich mniejszego oporu falowego od oporu profilów klasycznych.

Czwarty sposób zmniejszenia oporu falowego całego samolotu polega na nadawaniu samolotowi kształtu zgodnie z tak zwaną „regułą pól", polegającą — z grubsza — na tym, że powierzchnie kolejnych prostopadłych do

osi kadłuba przekrojów samolotu, licząc łącznie skrzydło i kadłub, zmieniają się w sposób „płynny", to znaczy że kadłub w miejscu skrzydła jest „chudszy" o przekrój skrzydła w tym miejscu.

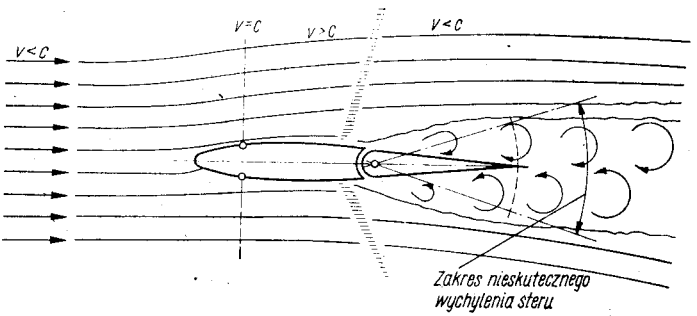
Omówimy teraz pokrótce zagadnienie opływu steru przy prędkościach przydźwiękowych.




*15.20. Fala lambda powstająca na profilach laminarnych*

Jeżeli prędkość lotu wzrośnie tak, że na usterzeniu zostanie przekroczona prędkość dźwięku, to jak przypominamy sobie z porzednich rozważań, pojawiają się na usterzeniu fale uderzeniowe (rys. 15.21).

Skuteczność usterzenia zmniejsza się wtedy, bo zmiany rozkładów ciśnień na usterzeniu, wywołane przez wychylenie steru, nie „przedostają" się przez falę, ponieważ rozprzestrzeniają się do przodu z prędkością dźwięku, a strumień powietrza porusza się przed falą z prędkością większą niż prędkość dźwięku, „zmywając" je tym samym.




*15.21. Inwersja steru jako efekt fali powstałej na usterzeniu*

Gdy prędkość lotu tak wzrośnie, że fale na usterzeniach przesuną się w pobliże zawiasów steru, skuteczność usterzenia spada, praktycznie biorąc, do zera. Wychylenie steru nie wywołuje wtedy zupełnie zmian ciśnienia na stateczniku, bo nie przedostają się te zmiany ciśnienia przed falę, sam zaś ster znajduje się w obszarze całkowitego oderwania strug, tak że wychylanie go w dużym zakresie kątów nie wywołuje żadnych zmian siły na usterzeniu.

W locie z jeszcze większą prędkością fale przesuwają się aż na ster, przez co obszar oderwania na usterzeniu nieco zmniejsza się, a usterzenie odzyskuje częściowo swą skuteczność, lecz działa wtedy bardzo często odwrotnie, ponieważ wychylenie steru, np. w dół, wywołuje wzrost ciśnienia na górnej powierzchni steru za falą. Zjawisko to nazywa się inwersją steru.

Jak widzimy, przydźwiękowy zakres prędkości lotu jest również z punktu widzenia skuteczności usterzeń niekorzystny, tak jak niekorzystny jest z punktu widzenia oporu skrzydła.

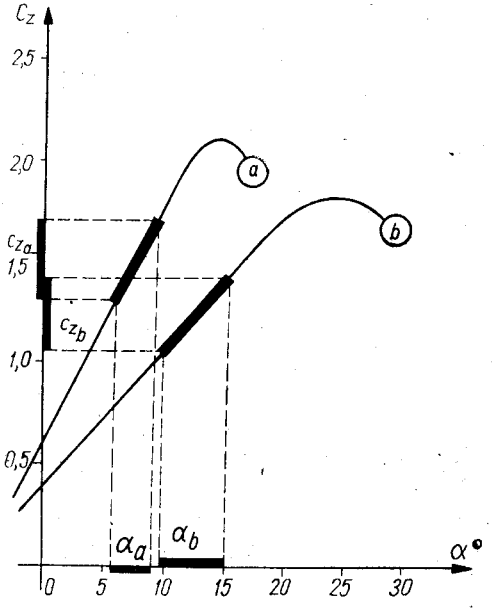
Dlatego samoloty latające z prędkościami przy- i naddźwiękowymi mają zwykle usterzenie płytowe, a nie konwencjonalne (tj. statecznik-ster).

Przy naddźwiękowych prędkościach lotu opływ dokoła usterzeń staje się „zdrowy" i usterzenia odzyskują swą skuteczność.

Zjawiska związane z osiągnięciem prędkości odpowiadających krytycznym liczbom Macha i prędkości naddźwiękowych doprowadziły do konieczności nie tylko wyposażenia samolotów w silniki o wielkich mocach, ale i do zmian kształtów samolotów. Samoloty przydźwiękowe są z zasady konstruowane ze skrzydłami skośnymi, samoloty naddźwiękowe — z prostymi skrzydłami o cienkich laminarnych profilach lub ze skrzydłami o kształcie delty. Wszystko to wpłynęło na znaczne zmiany osiągów samolotów a także ich własności lotnych.

Różnice osiągowe są łatwo zauważalne już przy porównywaniu startu szybkiego samolotu odrzutowego z samolotem o napędzie tłokowym.

Parametrem decydującym o przyspieszeniu podczas startu jest obciążenie ciągu, tj. $Q/T$. Im mniejsze jest obciążenie ciągu, tym większe przyspieszenie uzyskuje się podczas rozbiegu.




*15.22. Zakresy kątów natarcia i współczynników siły nośnej podczas startu*

Obciążenie ciągu samolotów odrzutowych podczas startu nie różni się w sposób zasadniczy od obciążenia ciągu samolotów śmigłowych, a w każdym razie nie w takim stopniu, aby tym można było tłumaczyć znacznie większą długość rozbiegu i startu. Główną przyczyną długiego rozbiegu jest przede wszystkim znacznie większa prędkość w chwili oddzielania się samolotu od ziemi. O prędkości tej decyduje wielkość zwana obciążeniem jednostkowym powierzchni $Q/S$ i cechy aerodynamiczne skrzydła.

Dla jednakowych wartości obciążenia jednostkowego powierzchni prędkość startu samolotów odrzutowych jest większa niż samolotów śmigłowych. Powodem tego jest na ogół mniejszy współczynnik siły nośnej $c_z$ samolotu odrzutowego w wyniku takich cech konstrukcyjnych skrzydła, jak cienki profil (zbliżony do symetrycznego), małe wydłużenie i skos oraz brak nadmuchu od śmigła na skrzydło. Niezależnie od tego, że współczynnik siły nośnej $c_z$ samolotów odrzutowych jest na ogół nieco mniejszy niż samolotów śmigłowych, warto podkreślić, że odpowiada on większym kątom natarcia. Widać to wyraźnie na samolotach o znacznym skosie skrzydeł (powyżej $45 \div 50°$), a przede wszystkim na samolotach o skrzydle w kształcie delty (rys. 15.22).

Oprócz tego obciążenie jednostkowe powierzchni samolotów odrzutowych jest znacznie większe niż samolotów śmigłowych.

Zwiększenie przyspieszenia podczas startu, a w tym i rozbiegu, uzyskuje się przez chwilowe zwiększenie ciągu przez zastosowanie dopalacza lub przyspieszaczy — zwykle rakiet startowych. Drogą do zmniejszenia prędkości startu jest zmechanizowanie skrzydła w celu zwiększenia jego powierzchni i uzyskania większego współczynnika siły nośnej przez zwiększenie wydłużenia, zastosowania nadmuchu na klapy itp. Siłę nośną można także zwiększyć przez zmianę kierunku wektora ciągu silników lub przyspieszaczy w celu uzyskania pionowej składowej siły ciągu.

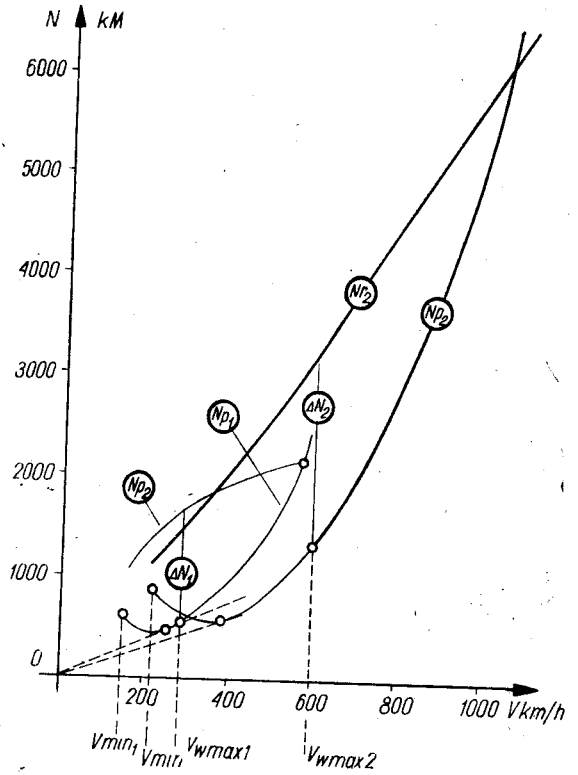
Różnice pomiędzy osiągami podczas wznoszenia samolotu odrzutowego i tłokowego są także znaczne.

Przyczyną tego przede wszystkim jest fakt, że moc silnika turboodrzutowego przy praktycznie niezmiennej wartości ciągu rośnie ze wzrostem prędkości, gdyż moc jest iloczynem ciągu i prędkości

$$N = T \cdot v$$

W wyniku tego przebieg krzywej mocy rozporządzalnej silnika turboodrzutowego jest bardziej stromy niż napędu śmigłowego, a prędkość, przy której nadmiar mocy jest największy, jest na wykresie przesunięta bardziej w prawo, tj. w kierunku większych prędkości.

Aby przejrzyściej przedstawić znaczenie właściwego doboru prędkości odpowiadającej wznoszeniu dla samolotów odrzutowych w porównaniu ze śmigłowymi na rysunku 15.23 przedstawiono wykresy mocy. Z rysunku tego wynika, że samolot odrzutowy należałoby długo rozpędzać po oderwaniu go od ziemi, aby osiągnąć możliwość najlepszego wznoszenia. Tak jest w rzeczywistości, ale faza stopniowego rozpędzania samolotu początkowo ze względnie wolnym nabieraniem wysokości trwa dość długo i jest charakterystyczna dla tego rodzaju samolotów. Dopiero dalsze wznoszenie przebiega przy największej prędkości wznoszenia, aby jak



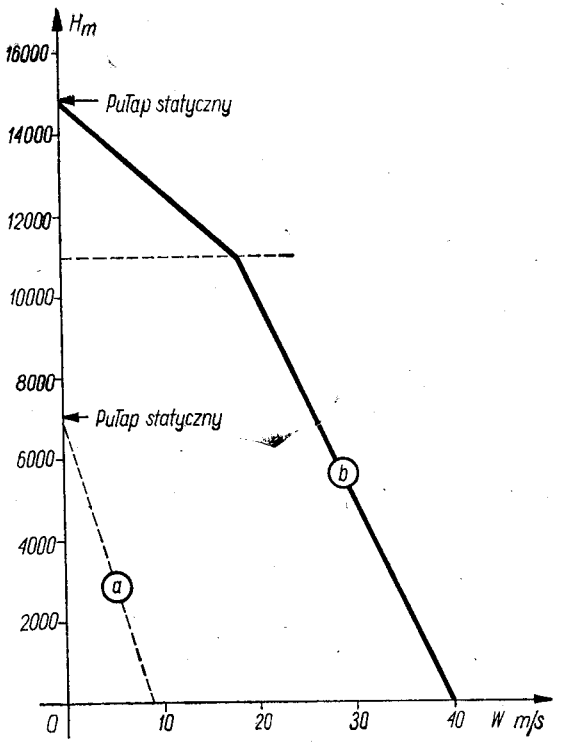

*15.23. Porównanie wykresów mocy samolotów tłokowego (1) i odrzutowego (2)*

najszybciej uzyskać zamierzoną wysokość, albo przy prędkości nieco mniejszej, aby wznosić się po jak najbardziej stromym torze.

Prędkość wznoszenia samolotu odrzutowego również maleje ze wzrostem wysokości, lecz powyżej 11 000 m maleje szybciej, co tłumaczy się faktem ustalenia się powyżej tej wysokości temperatury otaczającego powietrza, a w związku z tym szybszego zmniejszania się ciągu silnika turboodrzutowego.

Porównania zależności $w = f(H)$, tj. prędkości wznoszenia w funkcji wysokości lotu dla samolotu śmigłowego i odrzutowego, przedstawiono na rysunku 15.24.

W odniesieniu do samolotów szybkich pojęcie pułapu wymaga rozwinięcia. W rozdziale 8 omówiono pojęcie pułapu samolotu. Jest to tzw. pułap statyczny, tj. maksymalna dla danego samolotu wysokość, na jakiej może on wykonywać ustalony lot. Aby zrozumieć pojęcie pułapu dynamicznego, pojęcie, które pojawiło się z wprowadzeniem do użytkowania szybkich samolotów odrzutowych, niezbędne jest przeprowadzenie następującego rozumowania




*15.24. Zależność prędkości wznoszenia od wysokości lotu*

Lecący samolot ma pewną określoną energię, stanowiącą sumę energii potencjalnej i kinetycznej, wyrażającą się wzorem

$$E = Q \cdot H + \frac{m \cdot v^2}{2} \tag{15.1}$$

gdzie:

$E$ — energia całkowita,
$Q$ — ciężar samolotu w locie,
$H$ — wysokość lotu,
$m$ — masa samolotu,
$v$ — prędkość lotu.

Pierwsza część wzoru ($Q \cdot H$) wyraża energię potencjalną, druga część $\left(\frac{m \cdot v^2}{2}\right)$ — energię kinetyczną.

Zależność między masą a ciężarem samolotu (tak jak i każdego innego ciała) wynosi:

$$m = \frac{Q}{g}$$

Podstawiając tę zależność do poprzedniego wzoru, otrzymamy:

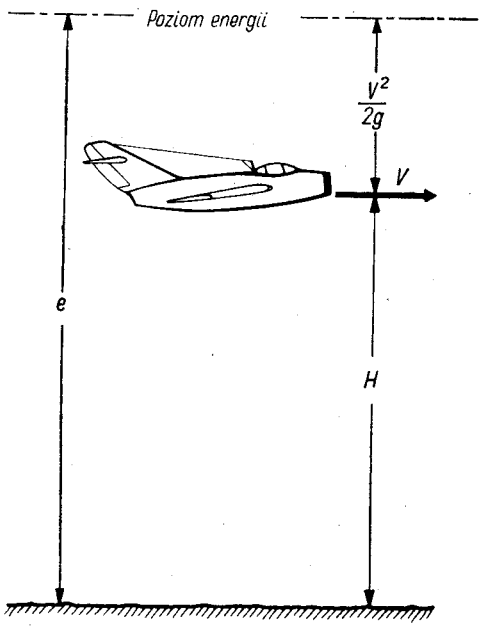
$$E = Q \cdot H + Q \frac{v^2}{2g} \tag{15.2}$$

Dzieląc stronami przez ciężar $Q$ otrzymamy:

$$e = H + \frac{v^2}{2g} \tag{15.3}$$

Wzór ten wyraża energię jednostkową, tj. energię posiadaną przez każdy kilogram samolotu. Można to przedstawić obrazowo tak jak na rysunku 15.25.

Jeśli lecący samolot na pułapie statycznym zmieniłby swoją całkowitą energię kinetyczną na energię potencjalną, to osiągnąłby wysokość odpowiadającą „poziomowi energii" lub inaczej teoretycznemu pułapowi dynamicznemu. Oczywiście, prędkość musiałaby zostać całkowicie wytraco-




*15.25. Energia samolotu podczas lotu na pułapie statycznym*

na (od 0 km/h), a manewr ten musiałby się odbyć przy sprawności $\eta = 1$, tj. bez jakichkolwiek strat energii (np. na pokonanie wzrostu oporów wynikających ze zwiększenia kąta natarcia do skierowania samolotu ku górze). Osiągnięcie wysokości odpowiadającej „poziomowi energii" oczywiście w praktyce nie jest możliwe, ale można uzyskać wysokość większą od pułapu statycznego.

Manewr poprzedzający uzyskanie pułapu dynamicznego praktycznie wygodniej jest rozpocząć poniżej pułapu statycznego, lecz z maksymalnej pręd-

kości lotu (poziomego). Zysk na wysokości jest tym większy, im szybszy jest samolot. Oto orientacyjne dane:

| | wysokość |
|---|---|
| — samolot śmigłowy $v_{max} \approx 350$ km/h | 70 m |
| — samolot odrzutowy $v_{max} \approx 1000$ km/h | 800 m |
| — samolot odrzutowy $Ma_{max} \approx 2$ | 3÷6 km |

Jest oczywiste, że na pułapie dynamicznym samolot nie może lecieć lotem ustalonym. Po początkowym manewrze skierowującym go ku górze leci on po torze zakrzywiającym się ku dołowi i po „minięciu" wysokości odpowiadającej pułapowi statycznemu na kątach natarcia mniejszych niż potrzebne dla lotu poziomego, tj. przy przyspieszeniu (składowa prostopadła — normalna) mniejszym od jedności. W przeciwnym razie samolot uległby przeciągnięciu.

Praktycznie zastosowanie takiego manewru może być na przykład wykorzystane przez samolot myśliwski w celu zaatakowania przeciwnika lecącego na wyższym pułapie statycznym, lecz z mniejszą prędkością.

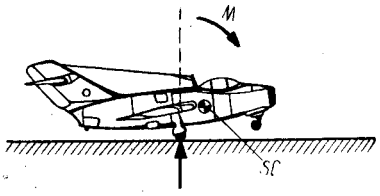
Lądowanie szybkich samolotów odrzutowych przebiega w myśl takich samych zasad i praw mechaniki lotu jak samolotów z napędem tłokowym, jednak ma wiele cech charakterystycznych.

Wyrównywanie toru lotu nad ziemią ze względu na znaczną składową pionową prędkości (prędkość opadania) i dużą bezwładność całego samolotu odbywa się na większej wysokości i trwa dłużej.

Zmniejszenie prędkości lotu przed przyziemieniem następuje wolniej w wyniku znacznych doskonałości płatowca, ciągu silników odrzutowych na biegu jałowym, a przede wszystkim w wyniku dużej energii kinetycznej samolotu.

Czynniki te wraz z dużymi obciążeniami powierzchni nośnej dają w wyniku znaczne prędkości w chwili przyziemiania i długi dobieg samolotu. W celu zmniejszenia prędkości przyziemienia samoloty wyposażone są w skuteczne klapy, a w celu zwiększenia oporów — w hamulce aerodynamiczne, spadochrony hamujące lub rewers ciągu.

Samoloty odrzutowe wyposażone są w większości w podwozia o układzie z kołem przednim. Układ ten ułatwia lądowanie, dając możność przyziemienia samolotu w znacznym zakresie kątów natarcia, ale przede wszyst-




*15.26. Moment podłużny samolotu o podwoziu z kołem przednim w chwili przyziemienia*

kim zmniejsza prawdopodobieństwo podskoków („kozłów") podczas lądowania (rys. 15.26). Zetknięcie kół podwozia głównego powoduje moment pochylający, sprzyjający opuszczaniu przodu samolotu, a tym samym zmniejszaniu siły nośnej. Warto podkreślić, że ten układ podwozia nie eliminuje możliwości podskoków w ogóle, a jedynie możliwość tę zmniejsza.

Rozpoczyna się ostatnia faza lądowania, tj. dobieg. W celu jego skrócenia należy jak najskuteczniej wyhamować prędkość samolotu. Podstawowym sposobem jest hamowanie kół samolotu. Warto wspomnieć, że dla ciężkich samolotów, o dużej prędkości przyziemienia, istotną przeszkodą w intensywnym hamowaniu mogą być pojemność cieplna układu hamulcowego i wytrzymałość konstrukcji podwozia.

Aby zapewnić skuteczne hamowanie oraz zabezpieczyć się przed niepożądanym poślizgiem kół, często stosuje się automaty hamowania. W razie poślizgu automat powoduje obniżenie ciśnienia w instalacji, a tym samym rozhamowanie kół.

Bardzo skutecznym sposobem skracania dobiegu jest zastosowanie spadochronu hamującego. Jest to sposób szeroko stosowany na myśliwskich samolotach odrzutowych, ale stosuje się go również na sprzęcie ciężkim, tj. samolotach bombowych i komunikacyjnych. Warto zaznaczyć, że użycie spadochronu hamującego nie obciąża konstrukcji podwozia ani nie wpływa na zużycie ogumienia.

Jeszcze skuteczniejszym sposobem hamowania jest zastosowanie instalacji odwracania ciągu silnika (lub silników). Odwrócenie ciągu daje znaczną siłę hamującą (bez udziału hamulców kół i bez niekorzystnego wpływu na podwozie), która ma tę wyższość nad spadochronem hamującym, że siła ta nie maleje z kwadratem prędkości, lecz pozostaje stała niezależnie od tego, jak dalece samolot zmniejszył już swoją prędkość.

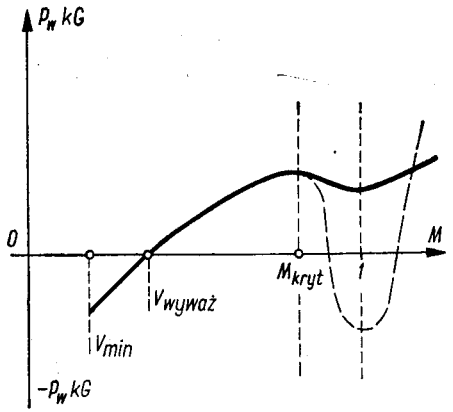
Ze względów konstrukcyjnych instalacje odwracania ciągu są rzadko stosowane na małych samolotach odrzutowych, a najczęściej stosuje się je na samolotach dużych (np. komunikacyjnych).

W rozdziale 13 stwierdziliśmy, że o stateczności samolotu pilot wnioskuje z kierunku ruchu sterownic, potrzebnego do wykonania zamierzonego manewru, i z sił, które w celu wykonania tego ruchu należy przyłożyć do sterownic. Na przykład samolot podłużnie stateczny przeciwstawia się zmianie położenia i aby skierować go ku dołowi, zwiększając jednocześnie prędkość, trzeba drążek sterowy wychylić ku przodowi i z odpowiednią siłą. Zależności między kątem wychylenia steru i prędkością oraz między siłą na sterownicy i prędkością są funkcjami mającymi przebieg liniowy w zakresie do prędkości odpowiadającej krytycznej liczbie Macha, tj. do prędkości, przy jakiej w dowolnym miejscu opływu samolotu po raz pierwszy występuje kryzys falowy.

Typowym objawem występowania kryzysu falowego jest zmiana momentu aerodynamicznego samolotu, wyrażająca się tendencją do pochylenia, tj. opuszczania przodu. Zależnie od cech aerodynamicznych samolotu tendencja ta może mieć różny stopień intensywności. Przy łagodnym przebiegu kryzysu falowego objawy ograniczają się do zmiany siły na sterownicy, a przy intensywniejszym przebiegu — siła na sterownicy zmienia znak (z „odpychającej" zmienia się na „ściągającą"). Zjawisko to nie jest niebezpieczne, jeżeli skuteczność steru pozwala na pełne opanowanie go przez pilota, a siły na sterownicy nie są przy tym nadmierne.

Zmiany sił na sterownicy w funkcji prędkości lotu przedstawiono na rysunku 15.27. Po przekroczeniu przez samolot prędkości dźwięku zjawisko to ustępuje.

Innym dość częstym zjawiskiem w locie przydźwiękowym jest samoczynne przechylanie się samolotu. Powodem tego jest lokalne przekroczenie krytycznej liczby Macha (a więc wystąpienie kryzysu falowego) na jednym ze skrzydeł samolotu i zmniejszenie współczynnika siły nośnej, w wyniku czego występuje moment przechylający. Można temu przeciwdziałać wychyleniem lotek, choć przy dużych prędkościach lotu powoduje to na ogół konieczność pokonania znacznych sił na sterownicy. Jest jeszcze inny




*15.27. Zmiana sił na sterownicy steru wysokości w funkcji prędkości lotu (linia przerywana wykresu obrazuje inny możliwy przebieg zmiany sił)*

Ma — liczba Macha, $Ma_{kr}$ — prędkość odpowiadająca krytycznej liczbie Macha, $v_{min}$ — minimalna prędkość lotu $V_{wyważ}$ — prędkość wyważenia samolotu, $P_w$ — siły przyłożone do sterownicy steru wysokości (dodatni znak $P_w$ oznacza siłę „odpychającą" sterownicę, ujemny — siłę „ściągającą")

sposób przeciwdziałania takiemu przechylaniu. Mianowicie jeśli na samolocie o wysokim usterzeniu kierunku wychylimy nieco ster kierunku w stronę zgodną z przechyłem, to powstały moment siły od steru na ramieniu równym odległości punktu przyłożenia tej siły od osi samolotu zapobiega przechyłowi. Opisane zjawisko nie jest niebezpieczne i jeśli występuje, ma charakter przejściowy.

Innym zjawiskiem związanym z dużymi prędkościami jest rewers lotek. Jeżeli przy dużych prędkościach wychylimy lotkę, a wywołane tym siły spowodują skręcenie skrzydła i skutek tego skręcenia będzie większy niż skutek wychylenia lotki, to w wyniku zaobserwujemy przechył w stronę odwrotną niż zamierzona. Zjawisko to nie ma charakteru przejściowego i nasila się ze wzrostem prędkości. Jest to zjawisko groźne dla bezpieczeństwa lotu i nie może występować w zakresie dopuszczalnych dla użytkowania prędkości lotu danego typu samolotu.

Zagadnienia stateczności dotyczą nie tylko ruchu prostoliniowego, ale także i krzywoliniowego. Jednym z podstawowych pojęć jest stateczność względem przyspieszenia. Fizyczny sens tego pojęcia sprowadza się do

tego, aby utrzymanie samolotu w locie krzywoliniowym (np. w zakręcie) wymagało tym większego wychylenia steru i związanej z tym siły na sterownicy, im większe jest przyspieszenie działające na samolot.

Od samolotów wymaga się, aby były względem przyspieszenia stateczne, tj. aby wprowadzone w zakręt nie zacieśniały go. Wymaganie to jest szczególnie ważne dla samolotów o skośnych skrzydłach. W razie oderwania strug na końcach skrzydeł, co może towarzyszyć wzrostowi kątów natarcia w celu spowodowania przyspieszenia, lub w razie zmiany kierunku opływu końców skrzydeł, spada w tych częściach siła nośna, a wobec skosu skrzydeł środek wyporu przesuwa się ku przodowi, dając moment zadzierający. Zachowanie się samolotu lecącego z małymi prędkościami oczywiście nie zależy od rodzaju napędu. Jednak samoloty wyposażone w silniki odrzutowe, a więc przystosowane do lotów z dużymi prędkościami, w lotach z małymi prędkościami mają pewne charakterystyczne właściwości.

Jedną z tych właściwości jest bardziej płaski przebieg zależności współczynnika siły nośnej $c_z$ od kąta natarcia cienkich symetrycznych profilów i skrzydeł skośnych oraz układu „delta", czemu towarzyszą znacznie większe kąty położenia osi podłużnej kadłuba podczas lotu z małymi prędkościami.

Inną cechą jest łagodniejszy przebieg przeciągnięcia ze zwiększeniem się liczby Macha.

Jeszcze kilka uwag o sterowności szybkich samolotów odrzutowych.

Jest oczywiste, że skutek wychylenia steru zależy nie tylko od stopnia wychylenia, ale i od prędkości lotu, bowiem zależnie od prędkości zmienia się ciśnienie działające na powierzchnię steru. Podobnie promień krzywizny toru lotu wywołanej wychyleniem sterów zależy od prędkości lotu. Ale czy od tej samej prędkości?

Prędkościomierz samolotu lecącego w standardowych warunkach (tj. przy ciśnieniu statycznym otaczającego powietrza równym 1013 hPa i temperaturze +15°C — przy bezwietrznej pogodzie) wskazuje jakąś prędkość, np. 500 km/h. Oznacza to, że samolot w ciągu 1 h pokonuje odległość 500 km. Gdyby jednak ten sam samolot leciał na większej wysokości, to przy tym samym wskazaniu prędkościomierza odległość 500 km pokonałby w czasie krótszym od 1 h lub pokonałby tę odległość w czasie 1 h przy wskazaniu przez prędkościomierz prędkości mniejszej. Jest tak dlatego, że prędkościomierz samolotu, choć wycechowany w jednostkach prędkości, pokazuje w rzeczywistości nie prędkość, lecz ciśnienie prędkości $q = 1/2\ \varrho \cdot v^2$, a ciśnienie to przy stałej prędkości zmienia się z gęstością powietrza.

Ponieważ samoloty odrzutowe latają na dużych wysokościach, na których gęstość powietrza znacznie maleje, dlatego wyposażone są w prędkościomierze dwuwskazówkowe. Jedna — gruba — wskazówka pokazuje prędkość będącą funkcją ciśnienia, tzw. prędkość przyrządową (lub równoważną), a cienka wskazówka pokazuje prędkość rzeczywistą (po uwzględnieniu zmian gęstości powietrza)*.

---

* Podane definicje nie są ścisłe, a wskazania obu prędkości są obarczone jeszcze innymi błędami. Dla naszych celów w zupełności wystarczy posługiwanie się tylko tymi dwoma pojęciami prędkości: przyrządowej i rzeczywistej.

Różnice między tymi dwiema prędkościami znacznie zwiększają się z wysokością. Na wysokości 0 m prędkości są jednakowe, na wysokości rzędu 12 000 m prędkość rzeczywista jest dwukrotnie większa od przyrządowej, a powyżej 17 000 m jest już trzykrotnie większa od przyrządowej.

Proporcjonalnie do zmian prędkości przyrządowej zmieniają się kąty natarcia samolotu, siły na sterach, słowem cechy pilotażu samolotu. Natomiast promienie krzywizny toru lotu zmieniają się proporcjonalnie do prędkości rzeczywistej.

W aspekcie sterowności własności lotne samolotu będziemy odnosić do prędkości przyrządowej. Rozważając zagadnienia zwrotności będziemy je odnosić do prędkości rzeczywistej.

W nieustalonych stanach lotów, wszędzie tam gdzie występują zjawiska dynamiczne, trzeba uwzględniać obydwie prędkości jednocześnie, bo od obydwu wyników zależą własności lotne samolotu.

Omówione zagadnienie jest wspólne dla wszystkich rodzajów sprzętu latającego i nie jest związane z rodzajem napędu. Wspomniano o nim w tym rozdziale dlatego, że szybkie samoloty odrzutowe latają w bardzo dużym zakresie wysokości, a różnice między prędkościami przyrządowymi i rzeczywistymi są tak znaczne, że muszą być uwzględniane.

Rozpiętość prędkości rozwijanych przez samoloty odrzutowe jest duża i orientacyjnie wyraża się stosunkiem prędkości maksymalnej i minimalnej jak 6 : 1, podczas gdy ten stosunek prędkości samolotów sportowych wynosi około 2 : 1. Tak duża rozpiętość ciśnienia prędkości stawia znaczne wymagania sterowności samolotu. Siły występujące na sterownicach przy niedużych prędkościach lotu towarzyszących startowi i lądowaniu stają się nadmierne po rozpędzeniu samolotu do dużych prędkości. Odwrotnie — poprawna sterowność w lotach z prędkościami dużymi i przelotowymi staje się niewystarczająca po zmniejszeniu prędkości. Ponadto sterowność musi z odpowiednimi zapasami wystarczać do opanowania zmian konfiguracji podczas startu i lądowania z różnym położeniem środka ciężkości oraz opanowania zakłóceń stateczności w zakresie prędkości przydźwiękowych.

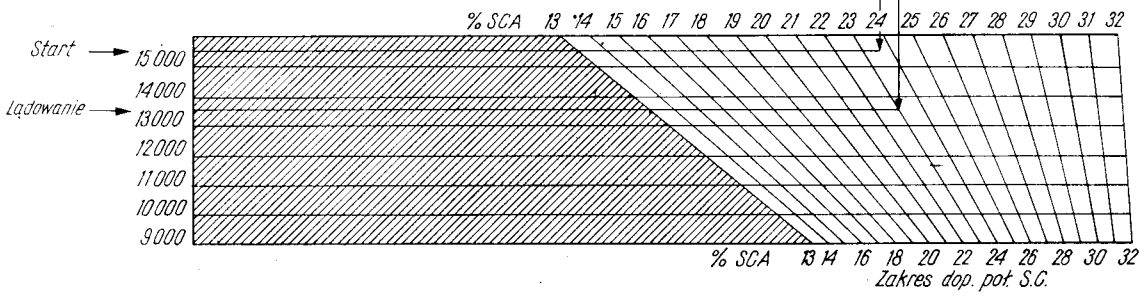
Spełnienie tak wysokich wymagań nie zawsze jest możliwe na drodze wyważeń i odciążeń aerodynamicznych sterów. Dlatego w systemie sterowania szybkich odrzutowych samolotów spotyka się często mechanizmy serwosterowania, zwane wzmacniaczami hydraulicznymi. Mogą one być rozwiązane w systemie odwracalnym lub nieodwracalnym, tj. tak, że siły aerodynamiczne od sterów są przenoszone na układ sterowania i odwrotnie lub w ten sposób, że siły przyłożone do sterownic są przenoszone tylko na stery, a w przeciwnym kierunku — nie. W pierwszym przykładzie nie jest konieczne stosowanie symulatorów sił na sterownicach w celu stworzenia pilotowi „sztucznego czucia" — ale jest to konieczne w drugim — „nieodwracalnym" — rozwiązaniu.

## ARKUSZ ZAŁADOWANIA

### Samolot Jak-40 wersja dyspozycyjna

| | |
|---|---|
| Data: | D-ca załogi: |
| Znaki samolotu: | Nr rejsu: |
| Lotnisko odlotu: | Lotnisko docelowe: |
| Masa samolotu bez załogi 9990 kg | Indeks wyjść. (% SCA) : 32,9 |
| Załoga: 235 kg | Max. masa startowa: 15500 kg |
| Paliwo: 3915 l | |
| Masa eksploat. samolotu: 14140 kg | Max. udźwig handl.: 1360 kg |

| Rodzaj obciążenia | | Max. obciążenia | Indeks wyjściowy (% SCA) | Skala | Obciąż. rzeczyw kg |
|---|---|---|---|---|---|
| Załoga | | 2 os. | | 80 kg | 160 |
| Steward. | | 1 os. | | 75 kg | 75 |
| Przednia kabina | Fotel nr 1 | 1 os. | | 75 kg | 75 |
| | Fotel nr 2 | 1 os. | | 75 kg | 75 |
| | Kanapa | 4 os. | | 75 kg | 150 |
| Tylna kabina | Rząd I | 3 os. | | 75 kg | 225 |
| | Rząd II | 3 os. | | 75 kg | 225 |
| | Rząd III | 3 os. | Nie wpływa na wyważenie | | 225 |
| | Rząd IV | 3 os. | Nie wpływa na wyważenie | | 225 |
| Przed. bag. | | 40 kg | | 40 kg | 40 |
| Tylny bag. | | 120 kg | | 60 kg | 120 |
| Przednia garderoba | | 25 kg | | 20 kg | |
| Tylna garderoba | | 60 kg | | 40 kg | |
| | | | | | |
| Paliwo | | | | 1000 kg | 3915 |




Masa startowa: 15500 kg
Masa lądowania: 13600 kg

Położenie S.C. 23,5 % SCA
Położenie S.C. 23,0 % SCA

Arkusz sporządził: .....
Zatw. d-ca załogi: .....

*14.4. Arkusz załadowania samolotu Jak-40*

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980
Wydanie 1. Nakład 10000+225 egz.
Ark. wyd. 13. Ark. druk. 8,92 (11,36 A1)
Oddano do składania w sierpniu 1979
Podpisano do druku i druk ukończono w marcu 1980
Papier ilustracyjny kl. V, 70 g., 70×100/24
Zamówienie P/112/79. K/8605. Cena zł 33.—
Szczecińskie Zakł. Graf. w Szczecinie. Zam. 1441/I/A ,U-8/9

Cena zł 30.–